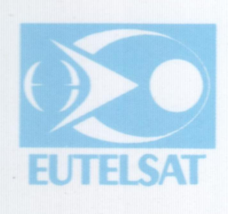
ARIANE V10

TELECOM 1

ECS 2













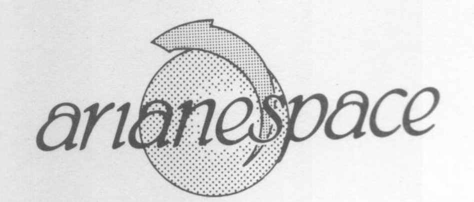
LANCEMENT DES SATELLITES DE TELECOMMUNICATIONS

TELECOM 1 ET ECS 2

PAR LE PREMIER LANCEUR EUROPEEN

ARIANE 3

SOMMAIRE



CHAPITRE I

INFORMATIONS SPECIFIQUES V10

1. Objectif du vol "ARIANE V10 - ECS 2 - TELECOM 1 A"

2. Principaux responsables pour le vol V10

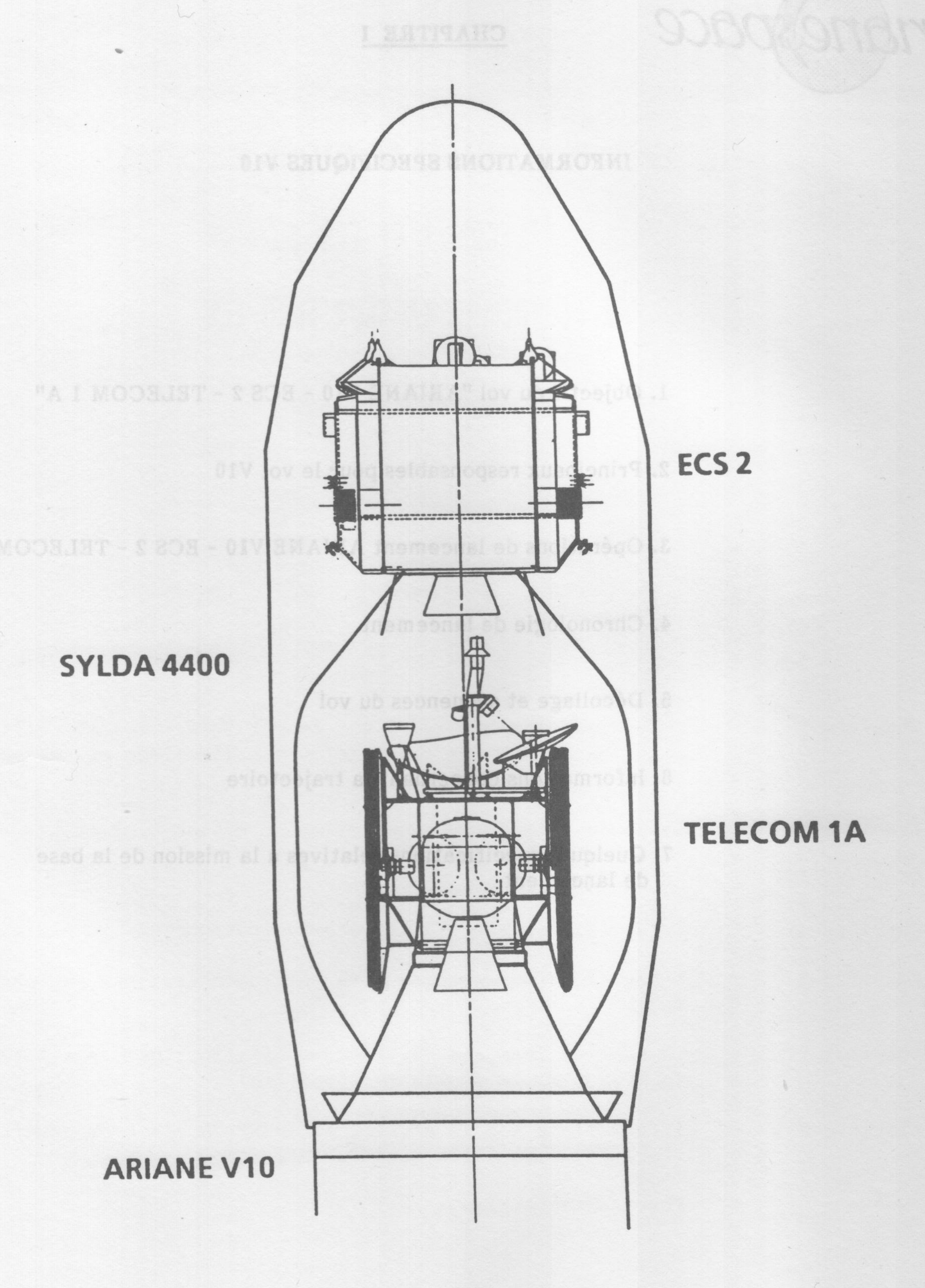
3. Opérations de lancement ARIANE V10 - ECS 2 - TELECOM 1A"

4. Chronologie de lancement

5. Décollage et séquences du vol

6. Informations concernant la trajectoire

7. Quelques spécifications relatives à la mission de la base de lancement



Présentation sous coiffe ARIANE 3 de SYLDA avec les satellites ECS2 et TELECOM 1A
ARIANE 3 fairing and SYLDA configuration with ECS 2 and TELECOM 1A spacecraft

1. Objectif du vol "ARIANE V10 - ECS 2 - TELECOM 1 A"

Le dixième vol d'ARIANE (V10) doit permettre de placer sur une orbite de transfert géostationnaire les satellites ECS-2 (1175 kg) et TELECOM 1A (1185 kg) en utilisant pour la première fois le lanceur ARIANE 3 équipé du Système de Lancement Double Ariane (SYLDA).

L'orbite de transfert visée a les caractéristiques suivantes :

Altitude du Périgée	:	200 km
Altitude de l'Apogée	:	35 981 km pour ECS 2
		35 999 km pour TELECOM 1 A
		36 039 km pour le 3ème étage ARIANE
Inclinaison	:	7 degrés

La chronologie de lancement V10 est organisée de telle sorte que le lanceur ARIANE 3 utilisé pour ce lancement décolle depuis le premier Ensemble de Lancement ARIANE (ELA - 1)

de 12 h 11 à 12 h 56	ou de 13 h 05 à 14 h 15	temps universel (GMT)
ou de 09 h 11 à 09 h 56	ou de 10 h 05 à 11 h 15	heure de Kourou
ou de 08 h 11 à 08 h 56	ou de 09 h 05 à 10 h 15	heure de Washington
ou de 14 h 11 à 14 h 56	ou de 15 h 05 à 16 h 15	heure de Paris

NOMINALEMENT LE SAMEDI 4 AOUT 1984

2. Principaux responsables pour le vol V10
V 10 Key Personnel

Chef de Mission Mission Director	A.PAYET	ARIANESPACE
Responsable Charge Utile ARIANE (RCUA) ARIANE Payload Manager	B.GUILLAUMANT	ARIANESPACE
Chef de Projet ARIANE Production (CPAP) ARIANE Production Project Manager	M.VEDRENNE	ARIANESPACE
Chef de Projet ARIANE 3 ARIANE 3 Project Manager	A.VAN GAVER	CNES/DLA
Directeur de Mission Satellite (DMS) Spacecraft Mission Director - ECS 2 - TELECOM 1 A	 J.DURAND J.SUSSEL M.POPOT	 ESA/ESTEC CNES DGT
Chef de Projet Satellite (CPS) Spacecraft Project Manager - ECS 2 - TELECOM 1 A	 J.DURAND G.DELMAS	 ESA/ESTEC CNES/CST
Responsable Préparation Satellite (RPS) Spacecraft Preparation Manager - ECS 2 - TELECOM 1 A	 P.BILLINGTON J.SUSPLUGAS	 BAE MATRA
Responsable Interface Satellite/Lanceur ARIANE/Spacecraft Interface Manager - ECS 2 - TELECOM 1 A	 R.O.SALISBURY D.ASSEMAT	 ESA/ESTEC CNES/CST
Chef des Opérations Ensemble de lancement (COEL) ARIANE Overall Team Leader	J.M.AGASSE	ARIANESPACE
Assistant Charge Utile (ACU) Payload Interface Operations Officer	M.GIRARD	ARIANESPACE
Directeur des Opérations (DDO) Launch Operations Manager	J.C.BESSIS	CNES/CSG
Responsable Equipe EPCU EPCU Team Manager	J.C.PENNANECH	CNES/CSG
Ingénieur Sauvegarde Charge Utile (ISCU) Payload Safety Officer	J.L.DURAND	CNES/CSG
Responsable Sauvegarde Vol FLight Safety Officer	H.BACCINI	CNES/CSG

3. Opérations de lancement ARIANE V10 - ECS 2 - TELECOM 1 A-

La durée de la campagne du satellite ECS 2 est de 36 jours ouvrés depuis l'arrivée du satellite à Cayenne jusqu'au lancement.

Pour TELECOM 1 A, cette durée de campagne est de 37 jours ouvrés.

La durée de la campagne ARIANE 3 est de 33 jours ouvrés.

	DATES	ACTIVITES ARIANE	ACTIVITES SATELLITES
J - 34	Ma 19/06		Bilan technique des Moyens de Préparation des Charges Utiles
J - 33	Me 20/06		**Arrivée Satellite TELECOM 1 A**
J - 32	Je 21/06	Bilan technique ELA	**Arrivée Satellite ECS 2**
J - 31	Ve 22/06	Déstockage 1er Etage	Déploiement Satellites et matériels Installation Bancs de contrôle et Fit-check ECS 2 au S1
J - 30	Lu 25/06	Erection 1er étage	Préparations panneaux solaires
J - 29	Ma 26/06	Erection 2ème étage	et essais fonctionnels
J - 27	Je 28/06	Raccordement 2ème étage	des satellites
J - 26	Ve 29/06	Vérifications 2ème étage	Fin des essais fonctionnels
	Sa 30/06	Arrivée 3ème étage à Kourou	Test d'étanchéité des réservoirs
J - 25	Lu 02/07	Erection 3ème étage (H10)	Installation des batteries et des
J - 24	Ma 03/07	Raccordement H10	protections thermiques
J - 22	Je 05/07	Contrôles Etanchéités étages	Préparation et essai de déploiement des panneaux solaires
	Sa 07/07	Alignement Centrale Inertielle	
J - 19	Ma 10/07	Fin contrôles Etanchéité étages	
J - 18	Me 11/07	Assainissements H10	Transport satellites au S3
J - 17	Je 12/07	Montage empennages, carénages	Equilibrage à vide
J - 16	Ve 13/07	Fin Assainissement H10	Remplissage hydrazine
J - 15	Lu 16/07	Contrôle pilotage dynamique	Préparation Moteur d'Apogée (AKM)
J - 14	Ma 17/07	Contrôle global lanceur	Assemblage AKM/satellites
J - 13	Me 18/07	Assemblage Propulseurs d'Appoint (PAP)	" "
J - 10	Lu 23/07	Préparation RCL	Equilibrage et pesée
J - 9	Ma 24/07	Répétition Chronologie Lanceur(RCL)	Assemblage Satellites/SYLDA
J - 8	Me 25/07	Dépouillement RCL	" "
J - 7	Je 26/07	**Mise en conteneur (CCU) et transport CCU sur Tour**	
J - 6	Ve 27/07	**Pose SYLDA sur ARIANE et essais satellites**	
J - 5	Lu 30/07	Assemblage coiffe	Essais satellites
J - 4	Ma 31/07	**PREPARATION FINALE LANCEUR, ELA, CSG, SATELLITES**	
J - 3	Me 01/08	**REPETITION GENERALE**	
J - 2	Je 02/08	**REVUE D'APTITUDE AU LANCEMENT**	
J - 1	Ve 03/08	**CHRONOLOGIE DE LANCEMENT**	
Jo	Sa 04/08	**CHRONOLOGIE DE LANCEMENT**	

4. Chronologie de lancement

Sont rassemblées sous le nom de chronologie, les opérations ayant un caractère de préparation finale du lanceur et de la charge utile devant conduire à l'état convenable pour pouvoir effectuer l'allumage des moteurs Ariane à l'heure de lancement choisie Ho.

La chronologie se termine par une séquence synchronisée gérée par les calculateurs du banc de contrôle Ariane à partir de Ho-6mn.

Chronologie

La chronologie est effectuée en deux phases ; la veille et le jour du lancement :

- la première phase concerne toutes les opérations de remplissage des ergols stockables (UH25 et N_2O_4) du premier et deuxième étage.

  Cette phase dure environ 17 heures et se termine au plus tard 11 heures avant le lancement. Normalement un arrêt de plusieurs heures est programmé à cette étape.

- la deuxième phase débute à Ho - 11 h 00, le début du créneau de lancement étant fixé à 09 h 11, heure de Kourou (12 h 11 GMT).

Séquence synchronisée

La séquence synchronisée démarre à Ho - 6 mn ; elle a pour but essentiel d'effectuer les mises en oeuvre ultimes du lanceur et les contrôles rendus nécessaires par le passage en configuration de vol. Elle est entièrement automatique et conduite en parallèle jusqu'à Ho - 4s par deux calculateurs situés dans le Centre de Lancement de l'ELA. Tous les moyens participant au lancement sont alors synchronisés par le même décompte de temps.

Un calculateur effectue les mises en configuration de vol des ergols et des fluides et les contrôles associés. L'autre calculateur effectue les dernières mises en oeuvre électriques (démarrage du programme de vol, des servomoteurs, commutation alimentations sol/batteries de vol, etc...) et les vérifications associées.

A partir de Ho - 4s, un séquenceur à logique majoritaire dénommé "Automate Phase de Largage" (A.P.L.) délivre les principaux créneaux de temps autorisant :

- l'ouverture des bras cryogéniques (Ho - 4s)
- l'allumage des moteurs du 1er étage (Ho)
- le contrôle des paramètres moteurs (effectué en parallèle par les deux calculateurs à partir de Ho + 2,8s)
- l'ouverture des crochets de la table de lancement (libérant le lanceur entre Ho + 3s et Ho + 4s) dès que les paramètres moteurs sont déclarés corrects par l'un des calculateurs.

Tout arrêt de séquence synchronisée avant Ho - 4s ramène automatiquement le lanceur dans la configuration initiale de Ho - 6 mn. Le décompte est cependant repris à Ho - 8 mn (non passé) afin de permettre le contrôle de la configuration "vol" de la charge utile.

Principales Etapes de la Chronologie

DATE	Heure de KOUROU		
03.08.84	04h 56	H - 28h 15	Mise en configuration systèmes sol
	07h 41 à 11h 26	H - 25h 30 àH - 21h 45	Remplissage N_2O_4 des 2ème et 1er étages
	de 14h 41 à 18h 41	H - 18h 30 à H - 14h 30	Remplissage UH25 des 1er et 2ème étages
	de 18h 41 à 22h 11	H - 14h 30 à H - 11 h	Vérifications étages
	22h 11	H - 11 h	Interruption de la chronologie
	de 22h 11 à 03h 11	H - 11h à H - 6 h	Préparation lanceur et tour pour retrait tour
04.08.84	01h 21 à 04h 11	H - 7h 50 à H - 5h	Mise en oeuvre et alignement centrale inertielle
	03h 11 à 03h 56	H - 6h à H - 5h 15	Retrait tour
	03h 16	H - 5h - 55	Début assainissement et pressurisation 3ème étage
	04h 21 à 05h 51	H - 4h 50 à H - 3h 20	Pressurisation sphères du 2ème étage
	03h 56 à 04h 16	H - 5h 15 à H - 4h 55	Emissions télémesures lanceur pour stations CSG
	04h16 à 08h 06	H - 4h 55 à H - 1h 05	Silence radio "lanceur" pour étalonnage des stations de télémesures du CSG
	05h 51	H - 3h 20	Début remplissage du 3ème étage (LO_2 et LH_2)
	06h 31 à 07h 31	H - 2h 40 à H - 1h 40	Pressurisation à la valeur de vol des réservoirs des 1er et 2ème étages
	07h 06 à 08h 06	H - 2h 05 à H - 1h 05	Contrôles fonctionnels type IV du lanceur
	08h 06	H - 1h 05	Fin remplissage du 3ème étage, début pressurisation sphère hélium du 3ème étage, début des compléments de plein Mise en oeuvre "Télémesure, Répondeurs Radar Télécommande" du lanceur
	08h 16	H - 55 mn	Armement des moteurs d'apogée des Satellites
	08h 21	H - 50 mn	Chargement du programme de vol. Fin pressurisation sphère hélium du 3ème étage
	09h 03	H - 8 mn	Comptes rendus "VERT" pour tous les systèmes. Passage Satellites sur alimentation bord
	09h 05	H - 6 mn	Initialisation de la séquence synchronisée
	09h 10	H - 1 mn	Passage équipements lanceur sur alimentation bord
		H - 9 s	Déverrouillage centrale inertielle
		H - 4 s	Commande déverrouillage des plaques et bras cryogéniques du 3ème étage
	09h 11	Ho	Mise à feu du premier étage
		Ho + 3,4 s	Décollage
		Ho + 8 s	Fin de séquence synchronisée et retour en configuration initiale

5. Décollage et séquences du vol

Temps de décompte (par rapport à H0)		Evènements
- 9 s		Déverrouillage centrale inertielle
- 4 s		Commande de déverrouillage des plaques et des bras cryogéniques du 3ème étage
- 0,2 s		Compte rendu d'ouverture des bras cryogéniques
0		Allumage 1er étage
+ 3,4 s		Décollage
+ 7,2 s		Allumage des propulseurs d'appoint à poudre (PAP)
+ 10 s		Fin de montée verticale et début basculement en tangage
+ 39.2 s		Largage des PAP
+ 138,2 s	2mn 18,2s(H1)	Détection mi-poussée du 1er étage (extinction du 1er étage)
+ 140,6s	2mn 20,6s	Mise à feu des fusées d'accélération du 2ème étage
+ 143,1s	2mn 23,1	Séparation 1/2. Mise à feu des rétrofusées du 1er étage
+ 143,4s	2mn 23,4s	Allumage du 2ème étage
+ 146,7s	2mn 26,7s	Poussée nominale du 2ème étage
+ 150,6s	2mn 30,6s	Largage des fusées d'accélération du 2ème étage
+ 153,2s	2mn 33,2s	Début de phase guidée. Manoeuvre en lacet
+ 221,6s	3mn 41,6s	Largage coiffe
+ 269,8s	4mn 29,8s(H2)	Début d'extinction du 2ème étage
+ 270,6s	4mn 30,6s	Mise à feu des fusées d'accélération du 3ème étage
+ 274,7s	4mn 34,7s	Séparation 2/3, Mise à feu des rétrofusées du 2ème étage
+ 278,3s	4mn 38,3s	Allumage du 3ème étage
+ 279,8s	4mn 39,8s	Poussée nominale du 3ème étage
+ 290,8s	4mn 50,8s	Largage des fusées d'accélération du 3ème étage

+	375s	6mn 15s	Acquisition lanceur par la station de Natal (poursuite jusqu'à 13mn 5s)
+	775s	12mn 55s	Acquisition lanceur par la station d'Ascension (poursuite jusqu'à 17mn 30s)
+	895s	14mn 55	Acquisition lanceur par la station d'Akakro (poursuite jusqu'à 22 mn 40s)
+	997,8s	16mn 37,8s	Démarrage séquence arrêt 3ème étage
+	999,2s	16mn 39,2s(H3)	Vitesse d'injection atteinte (Fin queue de poussée moteur 3ème étage)
+	1001,2s	16mn 41,2s	Début d'orientation du 3ème étage par le système du contrôle d'Attitude et de Roulis (SCAR) pour pointage ECS 2
+	1076,2s	17mn 56,2s	Début de mise en rotation
+	1103,6s	18mn 23,6s(H4.1)	Fin de mise en rotation (10 tours/mn) et **séparation ECS 2**
+	1106,6s	18mn 26,6s	Début de manoeuvre SYLDA (despin et basculement)
+	1 204,0s	20mn 04,0s	Ouverture SYLDA
+	1 209,0s	20mn 09,0s	Début orientation du 3ème étage pour pilotage TELECOM 1 A
+	1 276,8s	21mn 16,8s	Début de mise en rotation
+	1 304,4	21mn 44,4s(H4.2)	Fin de mise en rotation (7 tours/mn) et **séparation TELECOM 1 A**
+	1 308,4	21mn 48,4s(H5)	Fin de mission ARIANE

Note : L'allumage du moteur d'apogée est prévu :
- au 4ème passage à l'apogée pour ECS 2
- au 4ème passage à l'apogée pour TELECOM 1 A

6. Informations concernant la trajectoire

Après une montée verticale de Ho + 3,4 s à Ho + 10 s, le lanceur effectue un basculement en tangage dans le plan déterminé par l'azimut de lancement (93,5°) et la verticale inertielle passant par la table de lancement à l'instant de la libération de la centrale, 9s avant l'allumage des moteurs du 1er étage (Ho - 9 s).

L'attitude du lanceur est ensuite commandée par une loi prédéterminée qui assure nominalement une trajectoire à incidence nulle dans le plan d'azimut constant de 93,5°. La mise en fonction de la loi de guidage, 10s après l'allumage du 2ème étage, provoque la rotation du plan de la trajectoire d'environ 6°, à la cadence de 2 degrés par seconde. La loi d'attitude en tangage et lacet est optimisée de façon à minimiser le temps de propulsion du 3ème étage nécessaire pour atteindre l'orbite de transfert géostationnaire visée avec une réserve de performance d'environ 150 kg permettant d'assurer la mission en vol dans 99 % des cas.

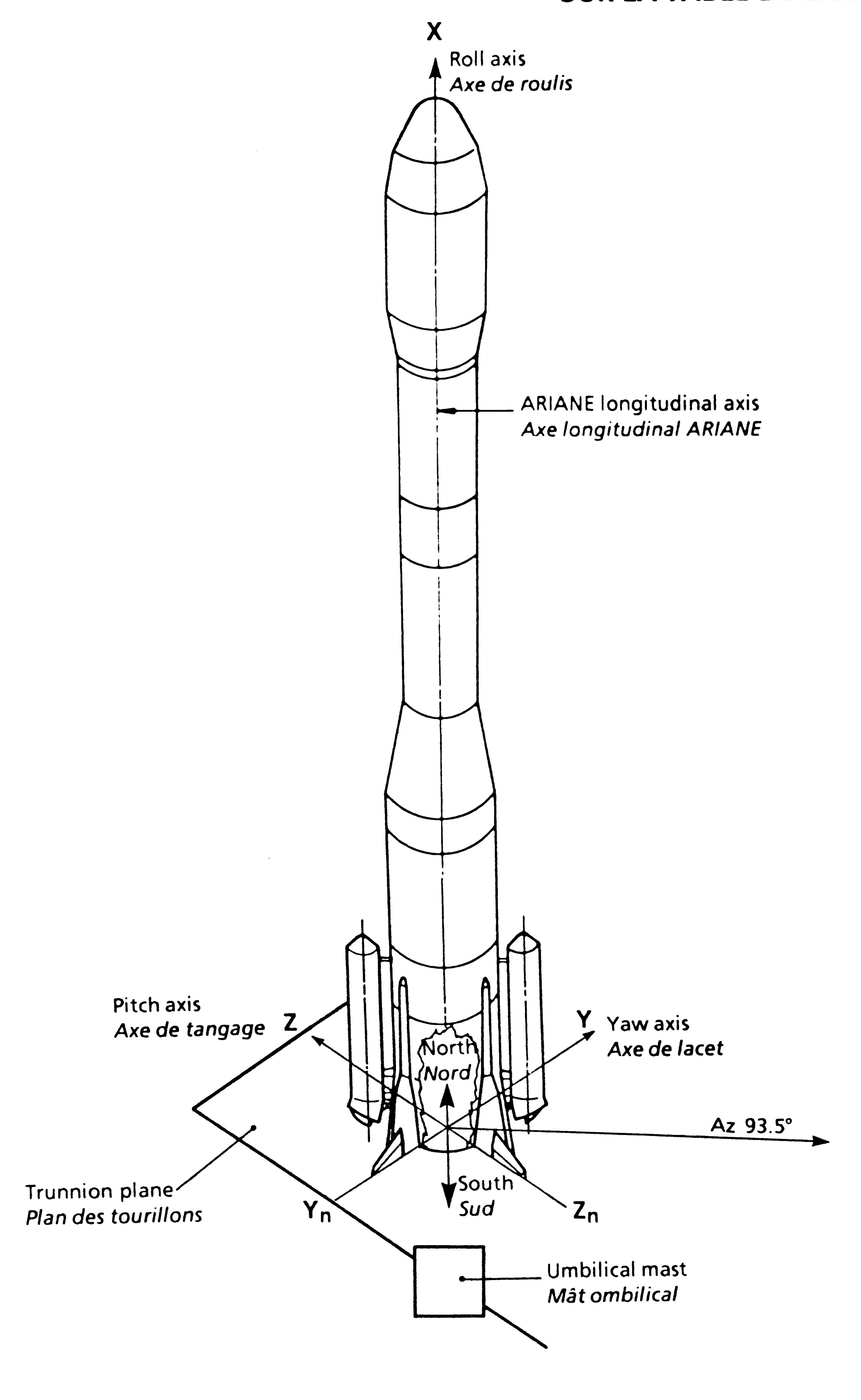
La loi de roulis du lanceur est définie de façon à améliorer le bilan des liaisons radio électriques lanceur/stations sol.

Les pages suivantes présentes :

- L'orientation du lanceur V10 sur la table de lancement,
- Le tableau des principales caractéristiques du vol V10,
- La trajectoire nominale V10,
- La visibilité de la trajectoire V10 depuis les stations sol :
    - En Guyane : Kourou (Montagne des Pères) et Cayenne (Montabo),
    - Au Brésil : Natal,
    - Ile d'Ascension,
    - En Côte d'Ivoire : Akakro
- L'évolution de la masse du lanceur au cours du vol V10.

ARIANE V10 ORIENTATION ON ITS LAUNCH PAD

ORIENTATION DU LANCEUR V10 SUR LA TABLE DE LANCEMENT



CARACTERISTIQUES PRINCIPALES DE LA TRAJECTOIRE NOMINALE V10

EVENEMENTS	TEMPS (s)	ALTITUDE (km)	VITESSE ABSOLUE (m/s)	VITESSE RELATIVE (m/s)	PRESSION DYNAMIQUE (Pa)	NOMBRE DE MACH	ACCELERATION LONGITUDINALE (m/s^2)
Décollage	3.4	-5.0m	463.17	0.00	0	0.	11.23
Allumage propulseurs d'appoint	7.2	6.0m	463.17	5.91	20	0.017	16.32
Fin d'ascension verticale	10.0	48.0m	463.71	24.34	347	0.07	16.85
Largage propulseurs d'appoint	39.2	4.4	594.1	265.4	26610	0.80	14.18
Transsonique	49.0	7.1	656.4	323.6	29599	1.00	15.20
Pression dynamique maximum	59.0	10.4	733.6	388.6	30313	1.26	15.75
Début d'extinction 1er étage	138.2	53.9	2411.4	1977.1	1338	6.06	41.3
Séparation 1/2	143.1	57.8	2414.3	1976.7	825	6.12	0.3
Largage coiffe	221.6	111.3	3618.6	3158.5			24.5
Début d'extinction 2ème étage	269.8	148.3	5028.2	4564.9			41.5
Séparation 2/3	274.7	152.7	5047.5	4583.6			0.6
Arrêt 3ème étage	997.8	209.6	10227.3	9751.0			14.6
Injection	999.2	210.1	10234.2	9757.9			0.01

Référence temps : $H_0 = 0$ sec (Allumage des moteurs 1er étage)

Latitude table de lancement : 5.237° Nord

Longitude table de lancement : 52.775° Ouest

Altitude maximum de la trajectoire : 261 km

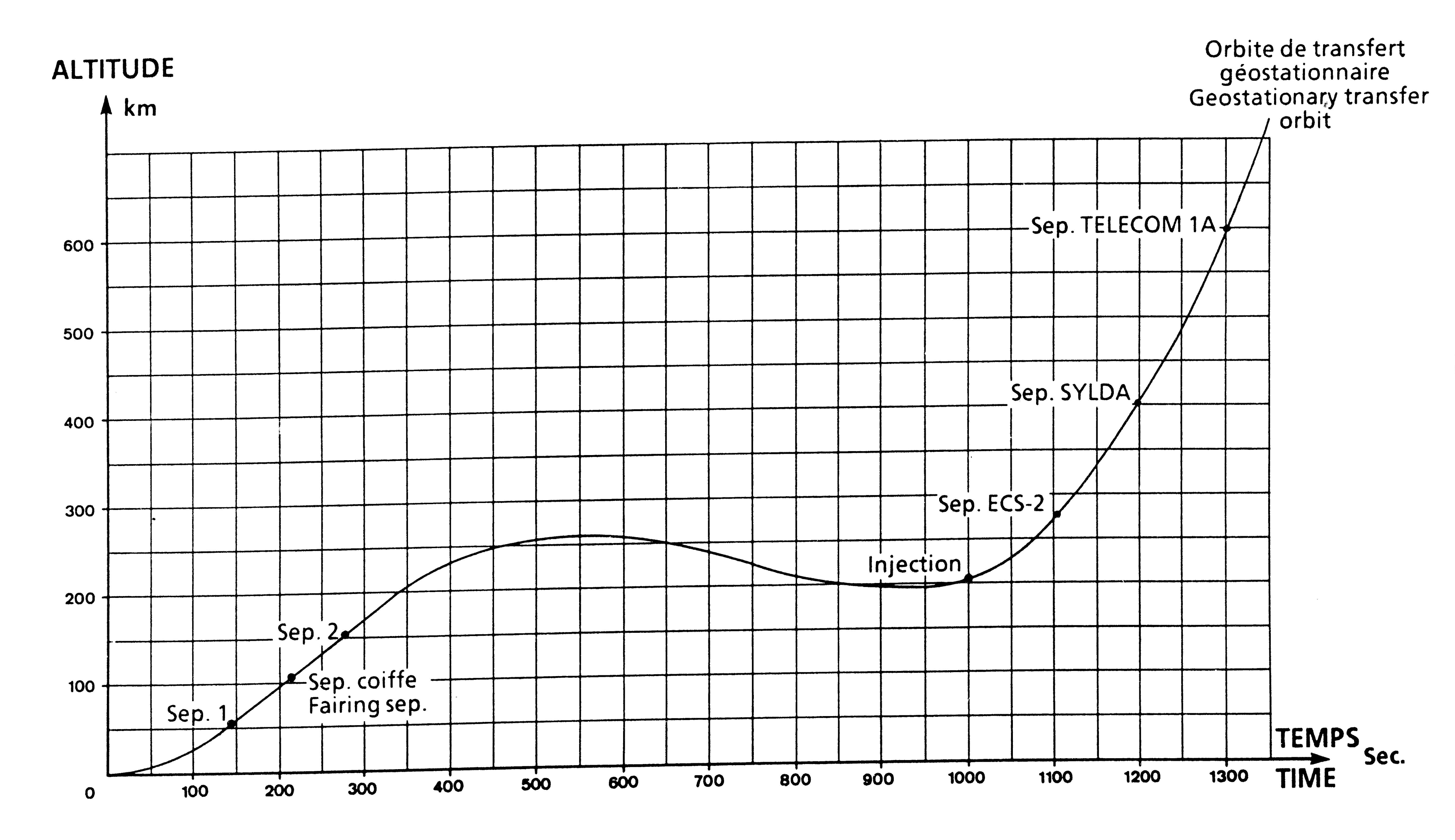
Longitude nominale : injection 7.888° Ouest

arianespace

Trajectoire

ARIANE V10 - ECS 2 - TELECOM 1A

Flight profile





Visibilité des stations sol (site = 1°)

ARIANE V10 - ECS 2 - TELECOM 1A

Ground stations visibility (Elevation = 1°)

LATITUDE
Deg.
10°
0°
10°
Sep. 1
Sep. 2
KOUROU
375s
540s
775s 785s
895s
Injection
1050s
1104s
Sep. ECS 2
1304s
1360s
Sep. TELECOM 1A
AFRIQUE
AFRICA
AKAKRO
AMERIQUE DU SUD
SOUTH AMERICA
NATAL
ASCENSION
LONGITUDE
Deg.
-50°
-40°
-30°
-20°
-10°
0°
10°
20°

Evolution de la masse du lanceur au cours du vol V10

La masse du lanceur ARIANE 3, y compris celle des satellites ECS 2 et TELECOM 1 A est de 241438kg à l'allumage des moteurs du 1er étage (temps Ho) et de 239884 kg au décollage.

Eléments constitutifs		Masses (kg)
ECS 2		**1175**
TELECOM 1 A		**1185**
SYLDA + virole TELECOM	207	
Masse sèche 3e étage	1176	
Case à équipements	260	
Fluides résiduels	52	
Réserve de performance	150	
ARIANE après fin propulsion 3e étage	1845	**4205**
Ergols queue de poussée	8	
Ergols éjectés (non propulsifs)	5	
Ergols utilisables en régime établi du 3e étage	10436	
Ergols montée en poussée du 3e étage	12	
ARIANE après séparation 2e étage	10461	**14666**
Interétage 2/3	459	
Masse sèche 2e étage	3127	
Fluides résiduels	626	
Ergols queue de poussée	231	
Ergols éjectés (non propulsifs)	79	
Ergols utilisables en régime établi du 2e étage	34083	
Masse de la coiffe	856	
Ergols montée en poussée du 2e étage	275	
ARIANE après séparation 1er étage	39736	**54402**
2 Propulseurs d'appoint - masse larguée	4859	
- poudre consommée	14638	
Interétage 1/2	681	
Masse sèche 1er étage	14678	
Fluides résiduels	1288	
Ergols queue de poussée	1015	
Ergols éjectés (non propulsifs)	53	
Ergols utilisables en régime établi du 1er étage	148270	
ARIANE au décollage	185482	**239884**
Ergols consommés sur table		**1554**
MASSE TOTALE ARIANE et SATELLITES à Ho		**241438**

7. Quelques spécifications relatives à la mission de la base de lancement

Acquisition des mesures de bord

La configuration des stations sol de télémesure de la base de lancement doit permettre :

- d'acquérir sans discontinuité l'ensemble des informations (environ 1 millier de mesures) émises par la case d'équipement et le 2ème étage (2 télémesures FM/PCM, en bande E, puissance 15 W) depuis la mise en oeuvre ultime du lanceur, jusqu'à la séparation des 2ème et 3ème étages pour les 2 télémesures, et jusqu'à 300 secondes après l'arrêt de propulsion du troisième étage pour la télémesure de la case à équipements ;
- d'enregistrer sur bandes magnétiques toutes les émissions télémesures reçues ;
- de dater les évènements ;
- de restituer les informations télémesures.

Localisation du lanceur

La configuration des moyens sols de la base de lancement doit permettre par des mesures externes :

- de localiser le lanceur et de visualiser la trajectoire en temps réel :

. impérativement et sans discontinuité tant que la procédure de télécommande de destruction du lanceur est applicable et ceci avec une précision fonction de la distance du point d'impact visualisé ;

. autant que possible, sans discontinuité pendant le reste du vol et ce, jusqu'à 200 secondes après l'injection.

- d'établir un diagnostic provisoire de satellisation au plus tard 30 minutes après la séparation du satellite et ce avec les précisions suivantes :

  $\pm$ 500km sur l'apogée

  $\pm$ 5 km sur le périgée

- de restituer en temps différé

  . les écarts de verticalité du lanceur au décollage,
  . la position et l'attitude du lanceur par rapport au mât ombilical jusqu'à la sortie du mât,
  . l'azimut de la trajectoire pendant les 80 premières secondes,
  . la position du lanceur et sa vitesse pendant le vol.

Restitution d'évènements

La restitution et la datation des évènements suivants doit être possible à partir des moyens optiques :

- phase décollage

. allumage du premier étage
. ouverture des crochets et sortie de table
. largage des ombilicaux

- phase de vol

. phase propulsée du 1er étage
. séparation premier - deuxième étages
. largage coiffe

Sauvegarde

Le lancement d'ARIANE ne doit pas entraîner de risques de nuisance aux personnes et aux biens supérieurs à 10^{-7}, (1 sur 10 millions) pendant la durée de la mission de Sauvegarde.

L'application de ce critère de niveau de risque, adopté pour les opérations de lancement, conduit à mettre en place des moyens et des procédures.

Le responsable Sauvegarde est informé, à tout moment, de la trajectoire et de l'état du lanceur, depuis l'instant de décollage jusqu'à la fin de la mission de Sauvegarde.

Les informations d'état concernent :

- l'évolution du lanceur à l'intérieur du volume autorisé, ce qui implique une visibilité suffisante pendant la phase initiale du vol ; ces informations sont fournies par les télélimiteurs pour la phase initiale de montee verticale, puis par les radars.

- la position du point d'impact instantané.

Le responsable Sauvegarde dispose, durant toute la durée de la mission de Sauvegarde, des informations transmises par la télémesure du lanceur, concernant l'état de la chaîne de destruction embarquée et rendant compte de l'attitude du lanceur et des donnés de propulsion.

Il est en mesure d'intervenir pour déclencher la destruction du lanceur si la trajectoire devient dangereuse ou peut le devenir.

La retombée au sol ou à la mer des étages ne doit pas entraîner de risques aux personnes et aux biens supérieurs aux risques admis.

Les étages ne devront pas, à l'impact, constituer des obstacles à la navigation, ou contenir des produits dangereux.

Le lancement sera différé dans le cas d'une évacuation incomplète des zones terrestres concernées.

Météorologie

Les conditions météorologiques pour le retrait tour dépendent de la valeur de pressurisation des étages ; en tout état de cause il est souhaitable que la vitesse du vent soit inférieure à 15m/s.

Les valeurs limites du vent au décollage se situent entre 9m/s et 14m/s en fonction de sa direction, la direction la plus pénalisante étant un vent du nord.

Au décollage, la visibilité horizontale doit être supérieure à 600 m et le plafond nuageux au-dessus de 250 m.

Les moyens météorologiques du CSG permettent d'évaluer :

- les risques de foudre dans les environs de l'ELA après le retrait tour et les risques de foudre pendant la première partie du vol du lanceur ;

- les prévisions météorologiques requises pour chaque opération (vents, précipitations) ;

- le profil du vent moyen, les données de pression et de température jusqu'à l'altitude de 30 km, par ballon radiosondage. Ces mesures sont effectuées dans l'heure qui suit le lancement.





CHAPITRE II

LE LANCEUR ARIANE

LE LANCEUR ARIANE

LE PROGRAMME EN BREF

31 juillet 1973 : Les Ministres chargés des affaires spatiales de 10 pays européens réunis en Conférence Spatiale Européenne décident qu'il est indispensable que l'Europe dispose d'un lanceur compétitif si elle veut garantir son indépendence et prendre sa part du marché international des satellites d'applications.

28 décembre 1973 : Entrée en vigueur de l'Arrangement entre les Etats participants et le CERS-ESRO (devenu depuis l'ESA) sur le développement du lanceur Ariane.

La participation des Etats participants dans le programme de développement s'est établie comme suit :

. Allemagne	20,12 %
. Belgique	5,00 %
. Danemark	0,50 %
. Espagne	2,00 %
. France	63,87 %
. Hollande	2,00 %
. Italie	1,74 %
. Royaume-Uni	2,47 %
. Suède	1,10 %
. Suisse	1,20 %

Organisation industrielle

Le contrôle de l'exécution du programme est confié à l'ESA. L'expérience technique sur laquelle s'appuie la définition du lanceur Ariane et l'homogénéité technique recherchée ont conduit à retenir le CNES comme maître d'oeuvre du programme.

Pour la phase de développement, le CNES a passé six contrats directs (niveau 1) avec des industriels européens :

- un contrat "d'architecte industriel" avec la SNIAS-DSBS ;

- un contrat pour le développement des ensembles propulsifs des trois étages avec la SEP ;

- un contrat pour le développement des structures cryogéniques du 3ème étage avec l'AIR LIQUIDE ;
- un contrat pour la fourniture de la case à équipements avec la MATRA ;
- un contrat pour la fourniture du banc de contrôle du lanceur avec la firme belge ETCA.

Voir organisation industrielle en Annexe I.

Avril 1978 :	L'Agence décide d'entreprendre la production d'une première série de 6 lanceurs opérationnels appelée "série de promotion". Dans le cadre de la série de promotion sont également réalisées des installations pour la préparation des satellites ("EPCU = Ensemble de Préparation des Charges Utiles") et le développement d'un dispositif pour le lancement simultané de deux satellites, le SYLDA (Système de Lancement Double Ariane). La réalisation de la série de promotion est assurée par les participants à la phase du développement du lanceur et l'Irlande qui s'est associée au programme pour la phase de production.
24 décembre 1979 :	Premier essai en vol d'Ariane (LO 1) : lancement réussi.
23 mai 1980 :	Deuxième essai en vol (LO 2) : échec dû à un mauvais fonctionnement d'un des moteurs du premier étage. Perte de la charge utile - Firewheel et Oscar-9.
3 juillet 1980 :	Décision de l'Agence d'entreprendre un programme de développement complémentaire afin de réaliser deux versions plus puissantes du lanceur, Ariane 2 et Ariane 3.
19 juin 1981 :	Troisième essai en vol : lancement réussi du satellite ESA, Météosat-2, et du satellite indien de télécommunications, APPLE.
31 juillet 1981 :	Décision de réaliser un deuxième ensemble de lancement à Kourou. Sept Etats Membres (B, D, DK, E, F, I, CH) participent à ce programme. L'ELA-2 devrait être opérationnel début 1985.

20 décembre 1981 : Dernier essai en vol (LO 4) : lancement réussi du premier satellite opérationnel européen de télécommunications maritimes, MARECS-A (ESA).

13 janvier 1982 : Décision de l'Agence d'entreprendre le développement d'une version améliorée du lanceur (Ariane 4). Le premier lancement Ariane 4 est prévu pour la mi-1986.

9 septembre 1982 : Premier lancement de la série de promotion (L5) : échec dû à un mauvais fonctionnement de la turbo-pompe du moteur du troisième étage. Les deux satellites ESA qui composent la charge-utile (MARECS-B et SIRIO-2) sont perdus.

16 juin 1983 : Succès du lancement Ariane L6 : ECS-1 (ESA) et AMSAT Phase 3-B.

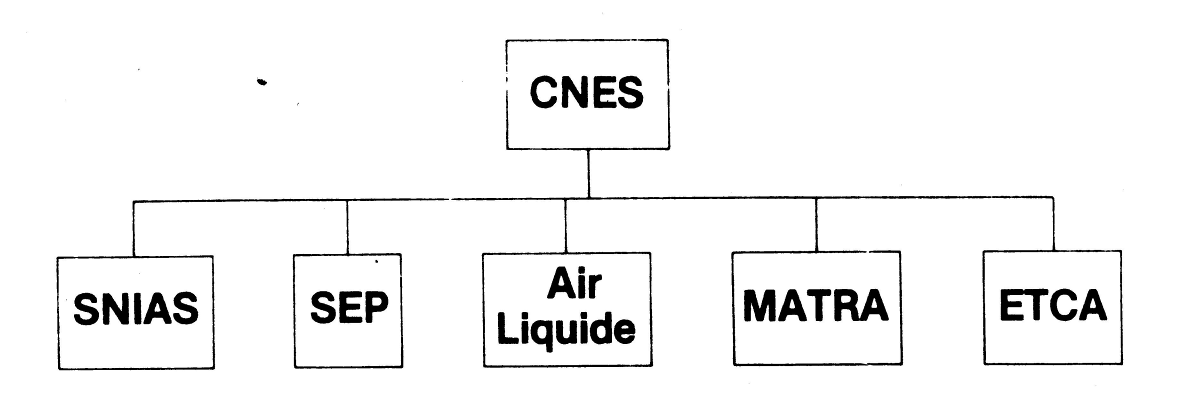
14 octobre 1983 : Lancement réussi (Ariane L7) d'Intelsat V FU 7.

4 mars 1984 : Huitième lancement (V8 identifié par le numéro chronologique du vol et non plus par le numéro du lanceur) avec mise sur orbite d'Intelsat V FU 8.
Le dernier lancement de la série de promotion, celui d'un troisième satellite de la série Intelsat V, a été sous-traité à Arianespace et doit avoir lieu courant 1985.

22 mai 1984 : Premier lancement commercial (Ariane V9) effectué par Arianespace. Lancement réussi de Spacenet-1 de la GTE.

ANNEXE 1

- 4 -



CONTRACTANT	TRAVAUX
ALLEMAGNE (20,12 %)	
MBB/ERNO	Etude et assistance technique
	Premier étage L 140 :
MBB	Antennes
HANSA	Trains routiers
MAN	Turbopompes
	Bâti-moteur
	Réservoir d'eau
	Dispositif d'amarrage
	Deuxième étage L 33
ERNO	Intégration
	Structure
DORNIER	Reservoir principal
HANSA	Travaux routiers
MBB	Antennes
MAN	Turbopompes
DFVLR	Essais
	Troisieme etage H 8
HANSA	Trains routiers
MBB	Chambre de combustion
	Vannes principales
	Appro. Hydrogène liquide
	Systèmes électriques
MBB	Aériens
	Site de lancement
	Struct. support & caissons tables
MAN	de lancement
BOSCH	Réseau télévision
	Capsule :
MBB	Antennes
BELGIQUE (5,0 %)	
	Premier étage L 140
SABCA	Empennages carénages
ETCA	Boitiers destruction
	Système mesure
SABCA	Vérins
FN	Vannes
	Organes
	Deuxieme étage L 33
ETCA	Boitiers destruction
SABCA	Vérins
FN	Vannes
	Organes
	Troisième étage H 8
SABCA	Vérins
ETCA	Système mesure
	Systèmes électriques :
ETCA	Centrale d'ordres
	Banc de contrôle
BTMC	Sim. câblage baies
	Intégration et essais du véhicule complet :
ETCA	Software sol
	Site de lancement :
VALCKE	Groupe électrogène
STAREC/BTMC	Antenne mobile télémesure
BTMC	Recepteurs télémesures (CSG Brésil)
DANEMARK (0,50 %)	
ROVSING	Assistance technique
	Premier étage L 140 :
ROVSING	Electronique asservissement
TERMA	Baies raccordement
	Deuxième étage L 33 :
ROVSING	Electronique asservissement
	Troisième étage H 8
TERMA	Baies raccordement

CONTRACTANT	TRAVAUX
	Systèmes électriques :
ROVSING	Electronique chaine de puissance
	Assistance technique logiciel
TERMA	Baies charge/décharge
	Site de lancement :
LOGSTOR	Climatisation
BRUUN SORENSEN	Climatisation
ESPAGNE (2,00 %)	
	Assistance technique :
SENER	Etudes vibrations
	Premier étage L 140 :
CASA	Jupes
	Boitiers de mise en œuvre
DURO	Plaques blindage
CASA	Système correcteur POGO
	Deuxième étage L 33 :
CASA	Système correcteur POGO
	Boitiers de mise en œuvre
	Troisième étage H 8 :
DURO	Plaques blindage
	Systèmes électriques :
CASA	Structure case
	Site de lancement :
CASA	Pupitre
SENER	Etudes
	Bras mât ombilical
FRANCE (62,5 + 1,37 %)	
SNIAS	Architecte industriel
ONERA etc	Assistance technique
	Premier étage L 140 :
* SNIAS	Intégration et structure
SFENA	Electronique asservissement
SEP	Ensemble propulsif
CII	Calculateur
DAHER/HUGONNET	Conteneurs, manutention UDMH
	Deuxième étage L 33 :
* SNIAS	Integration et structure
SEP	Ensemble propulsif
SFENA	Electronique asservissement
	Troisième étage H 8 :
SNIAS	Intégration
SEP	Ensemble propulsif
CII	Calculateur
AIR-LIQUIDE	Structure
	Fourniture hydrogène liquide
SNIAS	Coiffe
	Systèmes électriques :
MATRA	Case
CROUZET	Mémoire
SFENA	Electronique chaine puissance
MATRA	Equipements APL
MATRA/CII/BLOMME	Banc de contrôle
INTERTECHNIQUE	
	Intégration et essais du véhicule :
SNIAS	Architecte Industriel
	S.I.L
	Site de lancement :
SODETEG/DUMEZ/SGE	
AIR LIQUIDE/BRONZAVIA	
CREUSOT-LOIRE/SOFRAIR/	
MESSIER/SILAT/SNECMA	
SAFT/INTERTECHNIQUE	Capsule
STAREC/CSEE	Antenne mobile télémesure
SAFT	Batteries des étages
SINTRA	Conditionnement mesures
SOURIAU	Prises ombilicales
ACMH	Moyens de transport et érection

CONTRACTANT	TRAVAUX
ITALIE (1,74 %)	
AERITALIA	Assistance technique, CAT
	Deuxième étage L 33 :
SNIA-VISCOSA	Fusée séparation 1/2
	Troisième étage H 8 :
SNIA-VISCOSA	Fusée séparation 2/3
	Systèmes électriques :
LABEN	Baie PCM
	Baies télémesure
	Capsule :
AERITALIA	Pare flammes L 140
PAYS-BAS (2,0 %)	
	Assistance technique :
NLR	Essais aérodynamiques
	Assistance technique
	Deuxième étage L 33 :
FOKKER	Jupe interétage 1/2
	Troisième étage H 8 :
FOKKER	Jupe interétage 2/3
	Bâti-moteur
BOSSCHER	Réservoirs
	Systèmes électriques :
PHILIPS	Enregistreurs magnétiques
	Site de lancement :
BOSSCHER	Réservoirs
ROYAUME-UNI (2,47 %)	
	Assistance technique :
MARCONI	Software de vol
MARCONI/HSD	Assistance technique
	Premier étage L 140 :
HSD	Protection tuyères
	Electrovannes
	Deuxième étage L 33 :
AVICA	Membrane
HSD	Electrovannes
	Troisième étage H 8 :
HSD	Electrovannes
	Organes
AVICA	Membranes
	Systèmes électriques :
FERRANTI	Centrale inertielle
HSD	Bloc de pilotage
SIMON	Chariot élévateur du SIL
	Site de lancement :
HSD	Système de largage
SUEDE (1,1 %)	
	Premier étage L 140 :
VOLVO	Chambre
	Deuxième étage L 33 :
VOLVO	Chambre
	Systèmes électriques :
SAAB	Calculateur
SUISSE (1,2 %)	
	Troisième étage H 8 :
CONTRAVES	Coiffe
	Systèmes électriques :
CIR	Système distribution du temps
	Site de lancement :
BATTIG	Vannes
CRYOPHYSICS	Cryogénérateur
AGIE	Onduleur

* SFIM gyromètres
Boitiers accélérométriques

ARIANE 2 ET 3

Le développement d'Ariane 2/3

Bases juridiques et financières

C'est en décembre 1978 qu'ont débuté les discussions au sujet d'un développement complémentaire d'Ariane, lorsque l'Exécutif de l'ESA a soumis au Conseil une proposition visant à accroître les caractéristiques du lanceur. Dès cette époque, il était clairement établi que la masse des satellites de la classe Atlas Centaur augmenterait et qu'un lanceur Ariane plus puissant pourrait (au moyen du système de lancement double "Sylda") lancer simultanément deux satellites de la classe Delta. De surcroît, en raison de l'effet d'échelle, l'amélioration du rendement du lanceur devrait entraîner une réduction du coût spécifique des lancements (coût du kg en orbite).

La réalisation d'une "phase préparatoire" préalable au programme de développement complémentaire a été décidée le 26 juillet 1979 (France, Allemagne et Italie).

La décision définitive de passer au programme de développement a été prise le 3 juillet 1980. Les Etats membres de l'ESA se sont presque tous associés au programme de développement Ariane 2/3 (qui a été décomposé en 4 "tranches").

Le barème des contributions à l'enveloppe financière de la tranche principale, qui était estimée initialement à quelque 70 MUC (aux prix de la mi-1979), est le suivant :

Allemagne	17,28 %
Belgique	0,84 %
Espagne	0,84 %
France	62,41 %
Italie	16,29 %
Pays-Bas	0,25 %
Suède	2,09 %

La deuxième tranche, au montant estimé de 9 MUC (aux prix de la mi-1979), couvre la modification de la coiffe d'Ariane et, s'agissant d'un article à long délai de livraison, le développement anticipé de la coiffe d'Ariane 4. Ce travail est financé à 95,44 % par la Suisse et à 4,56 % par la France. Les 3ème et 4ème tranches, dont la valeur ne doit pas excéder 4 MUC (aux prix de la mi-1979), sont financées par plusieurs Etats participants, notamment le Danemark.

La participation du Royaume-Uni est régie par un accord bilatéral avec la France.

Une marge d'aléas pouvant atteindre 20 % des coûts nominaux du programme indiqués ci-dessus a été approuvée par les participants (comme il est d'usage pour les programmes de développement de l'ESA). Cette marge a été effectivement consommée au cours de l'exécution du programme.

Le Conseil directeur du programme Ariane, composé de représentants des Etats membres participants, est également responsable de ce programme et prend toutes les décisions pertinentes.

Comme ce fut le cas pour le programme de développement Ariane 1, l'exécution du programme de développement Ariane 2/3 a été confiée au CNES, l'ESA ayant à superviser l'exécution du programme.

Objectif et contenu du programme

Le programme de développement Ariane 2/3 avait pour principal objectif d'augmenter sa capacité d'emport sur orbite de transfert géostationnaire pour la porter de 1825 kg de charge utile (adaptateur compris) à 2580 kg pour un lancement simple ou à deux fois 1195 kg (masse de chaque charge utile) pour un lancement double. Cette amélioration a été obtenue à partir de la version Ariane 1 du lanceur par :

- l'adjonction au premier étage de 2 propulseurs d'appoint de 7 tonnes de masse d'ergol solide fournissant 70 tonnes de poussée chacun;

- l'accroissement de la poussée des moteurs Viking des 1er et 2ème étages;

- l'augmentation de 25 % de la masse d'ergols cryogéniques du 3ème étage, qui passe de 8 à 10 tonnes;

- l'augmentation d'environ 4 secondes de l'impulsion spécifique du moteur HM7 du troisième étage;

- l'augmentation du volume à l'intérieur du Sylda par allongement de celui-ci, et du volume sous coiffe par modification de la partie cônique avant (bi-cône).

Le programme prévoyait également la construction d'une nouvelle station sol de télémesure (rendue nécessaire par l'allongement du vol propulsé, la phase finale de la mission du lanceur ne pouvant plus être suivie de l'Ile d'Ascension) et les

modifications à faire sur les installations et équipements sol en fonction du nouveau véhicule. Par contre, la nature des modifications envisagées n'entraînait pas le besoin d'une démonstration en vol particulière. C'est pourquoi le programme a été limité à la qualification au sol des modifications et des éléments nouveaux.

Qualification du véhicule

Le seul élément réellement nouveau est la fusée d'appoint à 7 tonnes de poudre ainsi que son système de fixation et de séparation.

En sus des études, ce propulseur a été qualifié pour l'essentiel à la suite d'essais appropriés et en particulier de 4 essais à feu de développement en grandeur réelle et de 4 essais de qualification couronnés de succès. Le mécanisme de séparation a été qualifié au moyen d'une série d'essais de séparation à l'échelle 1/1.

Les principales modifications par rapport au véhicule Ariane 1 sont les suivantes :

(a) Partie cônique avant de la coiffe.

(b) Allongement (500 mm) de la partie cylindrique du Sylda.

(c) Réservoirs du troisième étage allongés de 1,3 m - masse d'ergols portée de 8 à 10,5 t.

(d) Sur le moteur du troisième étage, réduction du diamètre du col de la tuyère - allongement de 150 mm du divergent de la tuyère - augmentation de la pression foyer, portée de 30 à 35 bars - augmentation du rapport de détente, porté de 60 à 80 - augmentation d'environ 4 secondes de l'impulsion spécifique.

(e) Durée maximale de la phase propulsée du troisième étage portée de 560 à 735 s.

(f) Augmentation de la pression foyer du moteur Viking du deuxième étage qui passe de 54,5 à 58,5 bar - augmentation de la poussée de 9 %.

(g) Modification de la jupe inter-réservoirs pour la fixation de la partie avant des propulseurs d'appoint.

ARIANE 3

ORGANISATION INDUSTRIELLE

(DEVELOPPEMENT)

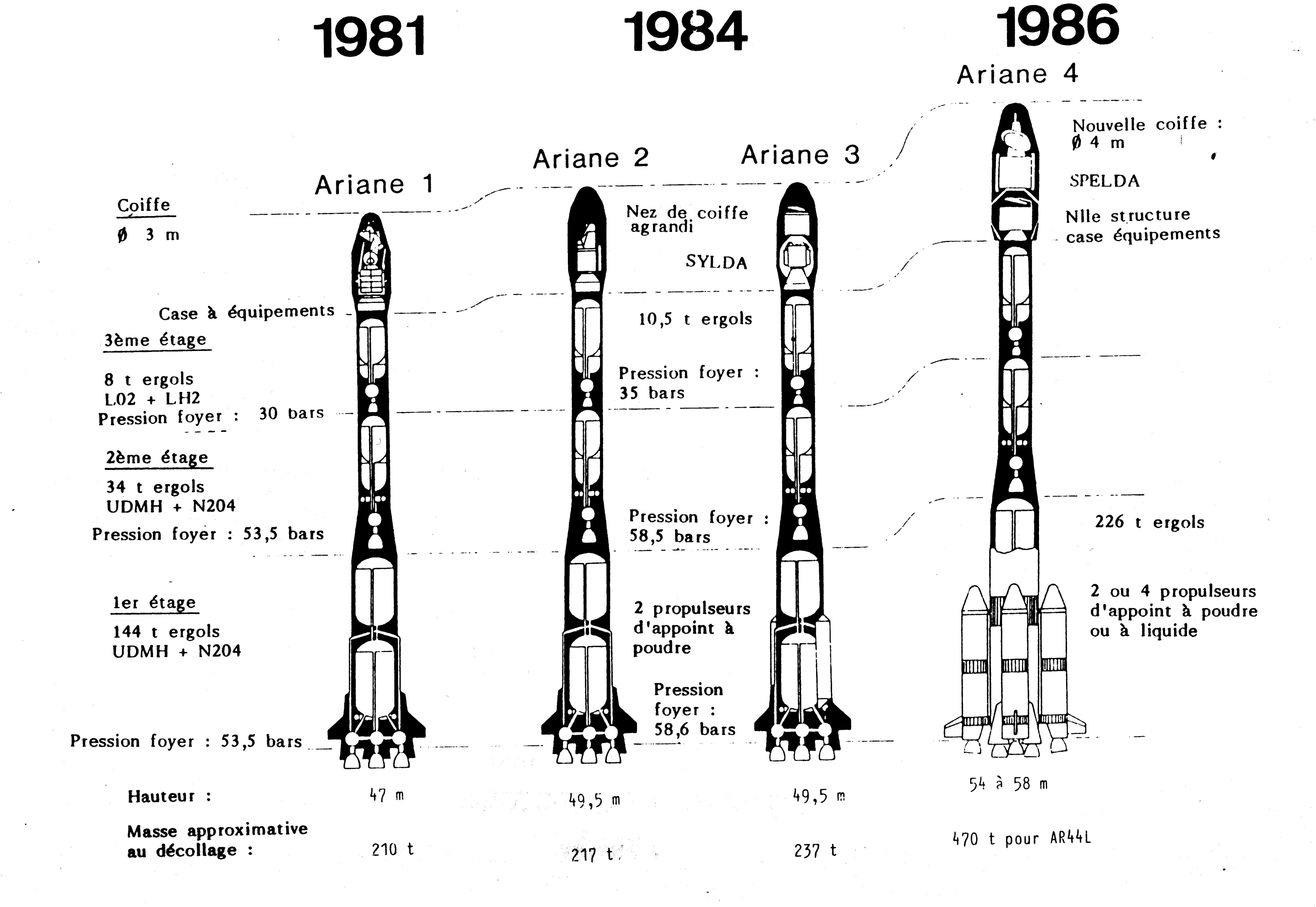
CNES RESPONSABLE PROGRAMME

ARIANESPACE PRODUCTION & OPERATIONS

AEROSPATIALE ARCHITECTE INDUSTRIEL

AEROSPATIALE	BPD DIFESA SPAZIO	ERNO	SEP	AIR-LIQUIDE	MATRA	CONTRAVES
. 1er étage . 3ème étage . SYLDA . PAP	. PAP . Intégration PAP	. 2ème étage	Propulsion ; 1er étage . 2ème étage . 3ème étage	. Réservoir 3ème étage	. Case d'équipement	. Coiffe

LA FAMILLE DES LANCEURS ARIANE
THE ARIANE LAUNCH VEHICLES SERIES



1.1 ECS 2

3 Upper SYLDA
SYLDA haut

1 2 TELECOM 1A

5 Equipment-bay subsystems
Equipements case

9 VEB antennae
Antennes case

10 Liquid-hydrogen tank
Réservoir d'hydrogène liquide

12 Liquid-oxygen tank
Réservoir d'oxygène liquide

14 Roll and attitude command system
Système de contrôle attitude et roulis (SCAR)

16 Third-stage thrust frame
Bâti moteur du 3eme étage

18 Helium pressurisation tank
Sphère d'hélium de pressurisation

20 Interstage 2-3
Jupe inter étages 2/3

22 Second stage retro rockets (2)
Fusées de freinage 2eme étage(2)

24 N_2O_4 tank
Réservoir N_2O_4

26 Second stage acceleration rockets (4)
Fusées d'accélération 2eme étage(4)

28 1-2 separation plane
Plan de séparation 1/2

30 Interstage 1-2
Jupe inter-étages 1/2

32 First stage retro-rockets (8)
Fusées de freinage 1er étage (8)

34 N_2O_4 tank
Réservoir N_2O_4

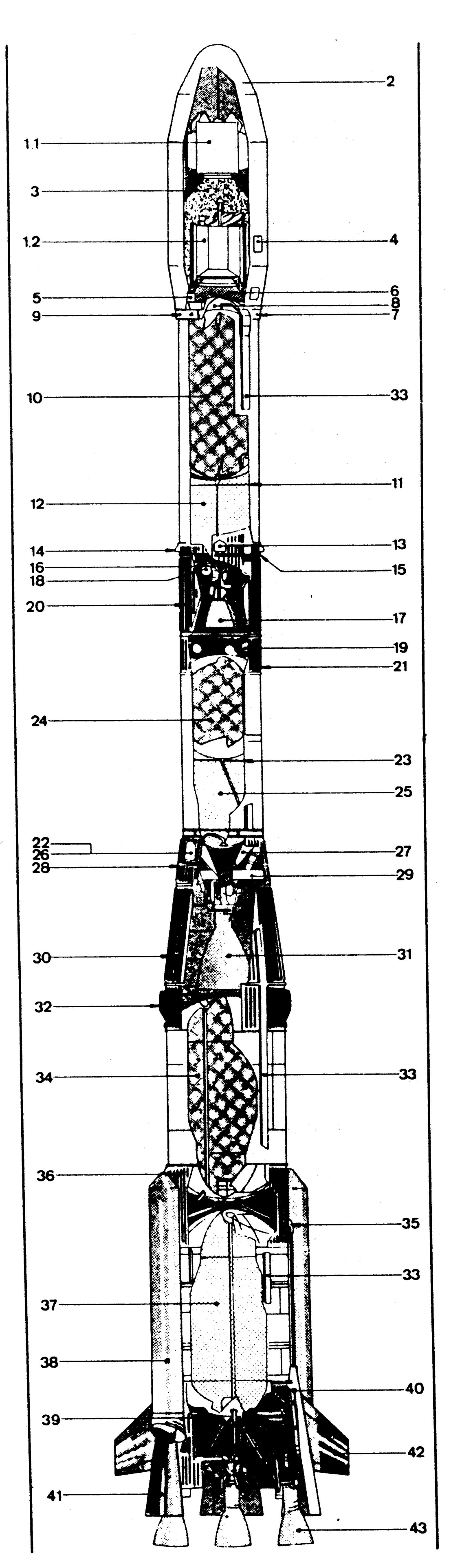
36 Intertank skirt
Jupe inter-réservoirs

37 UDMH tank
Réservoir UDMH

38 Strap on boosters (2)
Propulseurs d'appoint (2)

39 First-stage torroidal water tank
Tore d'eau du 1er étage

41 Fairings
Carénages



THE ARIANE 3 LAUNCH VEHICLE

LE LANCEUR ARIANE 3

2 Fairing
Coiffe

4 Fairing door
Porte coiffe

6 Inner SYLDA
SYLDA bas

7 Vehicle equipment bay (VEB)
Case à équipements

8 Third stage sealing membrane
Membrane d'étanchéité 3eme étage

11 Anti-sloshing device
Anti-ballottant

13 Third stage acceleration rockets (4)
Fusées d'accélération 3eme étage (4)

15 2/3 separation plane
Plan de séparation 2/3

17 Third-stage engine HM-7B
Moteur HM 7B du 3eme étage

19 Helium pressurisation tanks (3)
Sphères d'hélium de pressurisation (3)

21 Second-stage front skirt
Jupe avant du 2eme étage

23 Anti-sloshing device
Anti-ballottant

25 UDMH tank
Réservoir UDMH

27 Second-stage thrust frame
Bâti moteur du 2eme étage

29 Second-stage torroidal water tank
Tore d'eau du 2eme étage

31 Second-stage engine -Viking IV-
Moteur Viking IV du 2eme étage

33 External cable duct
Gouttière électrique

35 N_2O_4 pipes (4)
Canalisations N_2O_4 (4)

40 First-stage thrust frame
Bâti moteur du 1er étage

42 Fins
Empennages

43 First-stage engines -4 Viking V-
Moteurs Viking V du 1er étage

DESCRIPTION DU LANCEUR

Description générale du lanceur ARIANE 3

Le lanceur ARIANE 3 est un lanceur consommable dérivé du lanceur ARIANE 1 par une série de modifications qui lui permettent d'augmenter sa performance de 1 825 kg à 2 580 kg en orbite de transfert géostationnaire : configuration des lanceurs ARIANE 1, 2 et 3.

Sa hauteur est de 47,7 mètres et il pèse 236,8 tonnes au décollage, dont 25,5 tonnes de structures. Il comprend trois étages dont le premier est muni de deux propulseurs d'appoint allumés juste après le décollage. Les principles caracté-ristiques de chacun des éléments d'ARIANE 3 sont les suivantes :

- **Premier étage**

Le premier étage pèse 14,35 tonnes à vide et mesure 18,4 mètres de hauteur pour 3,8 mètres de diamètre. Les seules structures modifiées par rapport à ARIANE 1 ont été le bâti-moteur et la jupe inter-réservoir qui sont dotés de dispositifs d'accrochage et de séparation des propulseurs d'appoint.

Les propergols utilisés, légèrement modifiés par rapport à ARIANE 1 (Péroxyde d'Azote et mélange d'UDMH et d'Hydrate d'Hydrazine au lieu d'UDMH pur) alimentent les moteurs VIKING V dont la pression foyer a été augmentée de 53,5 bars à 58,5 bars.

La poussée au décollage est de 2.689 kilo Newtons.

Le temps nominal de combustion est de 138 secondes.

Les deux réservoirs d'ergols, en acier shoopé, sont identiques. Le pilotage analogique, est réalisé par rotation de chacun des quatre moteurs selon un axe. Quatre empennages de 2 m2 améliorant la stabilité aérodynamique du lanceur.

- **Propulseurs d'appoint**

Deux propulseurs d'appoint à poudre sont fixés symétriquement sur la partie arrière du premier étage. Chacun d'eux pèse 9,67 tonnes dont 7,35 tonnes de poudre. Ils développent une poussée de 660 kilos Newton chacun pour un temps de combustion de 28 secondes. Leur tuyère, du type semi encastrée, est inclinée par rapport à l'axe du propulseur d'un angle de 14,24 degrés. Les propulseurs d'appoint sont allumés sur détection altimétrique de la centrale inertielle du lanceur. Ils sont éjectés par un système de ressorts au bout de 32 secondes, ce qui correspond à une altitude d'environ 3900 mètres.

.../...

Deuxième étage

Le deuxième étage pèse 3,11 tonnes à vide (sans l'interétage et les fusées largables d'accélération) et mesure 11,6 mètres de hauteur pour 2,6 mètres de diamètre. Il est équipé d'un moteur VIKING IV aux performances légèrement augmentées par rapport à celui d'ARIANE 1. (58,5 bars au lieu de 53,5 bars de pression foyer). La poussée est de 785 kilos Newton dans le vide pendant 131 secondes de vol.

Le moteur est lié aubâti de poussée tronconique par un cardan à deux degrés de liberté pour le pilotage en tangage et en lacet, le pilotage en roulis étant assuré par des tuyères auxiliaires alimentées en gaz chauds prélevés sur le générateur de gaz de l'étage. Les deux réservoirs, en alliage d'aluminium, à fond intermédiaire commun, sont pressurisés à l'hélium gazeux (3,5 bars) et contiennent 34 tonnes d'ergols identiques à ceux du premier étage (N204 et UH25).

Avant le décollage, pendant la préparation au lancement, les réservoirs du deuxième étage sont protégés par une housse thermique, ventilée à l'air froid, pour maintenir les ergols à relativement basse température. Cette housse est larguée au décollage du lanceur.

Troisième étage

Le troisième étage, qui pèse 1,2 tonne à vide et mesure 9,87 mètres de hauteur pour 2,6 mètres de diamètre, a été rallongé de 1,3 mètre par rapport au H8 d'ARIANE 1. Son moteur, HM7B, délivre une poussée de 62,8 kilos Newton dans le vide (au lieu de 60 kN pour le HM7 d'ARIANE 1). Le temps nominal de vol est de 720 secondes au lieu de 545 secondes. L'impulsion spécifique du moteur a été améliorée par allongement du divergent de la tuyère.

Les deux réservoirs, qui contiennent 10,5 tonnes d'ergols (Hydrogène et Oxygène liquides) sont en alliage d'aluminium avec un fond commun intermédiaire mouillé à double paroi sous vide. Ils sont revêtus d'une protection thermique externe en Klégecell pour éviter l'echauffement des ergols. Les réservoirs d'hydrogène gazeux et à l'hélium.

Le moteur est lié au bâti de poussée tronconique par l'intermédiaire d'un cardan permettant le pilotage en tangage et lacet. Des tuyères auxiliaires éjectant de l'hydrogène gazeux assurent le pilotage en roulis.

Séparation des étages

Les séparations des étages sont effectuées par cordeaux découpeurs pyrotechniques situés sur la jupe arrière des deuxième et troisième étages. Les étages sont écartés l'un de l'autre par des rétro-fusées placées sur l'étage inférieur et par des fusées d'accélération disposées sur l'étage supérieur. La séparation entre les deux premiers étages est commandée par le calculateur de bord sur détection de la queue de poussée de L140 (épuisement d'un ergol). La séparation entre le 2ème et le 3ème étages est commandée par le calculateur de bord quand l'augmentation de vitesse due à la poussée du L33 a atteint une valeur prédéterminée.

.../...

Case à équipements

La case à équipements pèse 273 kg. Elle mesure 2,6 mètres de diamètre et 1,15 mètre de hauteur. Placée au-dessus du troisième étage, elle renferme les équipements électroniques du lanceur, supporte la charge utile et sert de point d'attache à la coiffe. Dans la case sont rassemblés autour d'un calculateur embarqué tous les équipements électriques nécessaires à l'exécution de la mission du lanceur : séquentiel, guidage, pilotage, localisation, destruction, télémesure. Seuls les organes de puissance et d'exécution sont répartis dans les étages.

SYLDA 4400

Le SYLDA 4400 est déduit du SYLDA 3900 d'ARIANE 1 par allongement de sa partie cylindrique de 500 mm. Il pèse 192 kg. Il offre dans sa partie interne un volume utile compatible des satellites de la classe TD-PAM-D. La séparation des deux demi-coquilles du SLYDA est réalisée par sangle.

Coiffe

La coiffe métallique, qui protège la charge utile pendant la traversée de l'atmosphère, est en forme de bulbe. Le rétreint inférieur est réalisé en matériau radio-transparent. Elle pèse 859 kg ; elle mesure 3,2 mètres de diamètre et 8,65 mètres de hauteur (dimensions extérieures). Elle est larguée pendant le vol du deuxième étage, lorsque le flux aérodynamique est inférieur à 1135 Watt/m2.

La ventilation au sol se fait par air filtré avec un débit de 150 Nm3/h sous tour de lancement et de 2350 Nm3/h hors tour de lancement.

La partie avant a été rendue biconique pour ARIANE 3 afin d'augmenter le volume utile pour le satellite supérieur en case de lancement double.

SYSTEMES ELECTRIQUES

Les systèmes électriques d'Ariane sont rassemblés pour leur majeure partie dans la case à équipements au sommet du 3ème étage ; cependant, pour des raisons fonctionnelles, un nombre restreint d'éléments de ces systèmes est placé en divers endroits des étages.

Un calculateur numérique embarqué coordonne l'activité des différentes chaînes électriques du lanceur. Le système électrique confère au lanceur une autonomie en vol totale, à la seule exception près de l'ordre de télécommande de destruction émis du Centre de Contrôle.

Les batteries sont les seules sources d'énergie électrique disponible à bord.

.../...

Chaîne de guidage - pilotage

La chaîne de guidage du lanceur élabore, à partir des informations de la centrale inertielle, l'attitude à imposer au lanceur à optimiser la masse de la charge utile à mettre sur l'orbite visée.

La chaîne de pilotage du lanceur élabore les ordres de braquage des tuyères des différents étages de façon à faire prendre au lanceur l'attitude calculée par le guidage.

La fonction guidage est réalisée à l'aide du programme de vol du calculateur de bord qui exécute les calculs de navigation et met en oeuvre la loi de guidage. Elle n'est active qu'à partir du vol du deuxième étage. Le vol du 1er étage n'est pas guidé, le lanceur suit une loi d'attitude programmée à l'avance.

La fonction de pilotage est réalisée à l'aide :

- de détecteurs : centrale inertielle, gyromètres (et accéléromètres transversaux pendant une partie du vol du 1er étage);
- d'organes d'élaboration des ordres :
  - le calculateur de bord qui fournit, à partir de la centrale inertielle, l'écart d'attitude (différence centre l'attitude réélle et l'attitude requise par le guidage), et sélectionne en fonction des différentes phases de vol les gains, les taux gyrométriques et les filtres de structures à mettre en oeuvre dans le bloc de pilotage ;
  - le bloc de pilotage qui fournit, à partir de l'écart d'attitude délivré par le calculateur, des vitesses angulaires délivrées par les gyromètres et des accélérations transverses délivrées par les accéléromètres, les braquages à commander aux tuyères des différents étages ;
- d'organes d'exécution : chaque étage dispose de chaînes d'amplification et de servomoteurs commandant la position des tuyères.

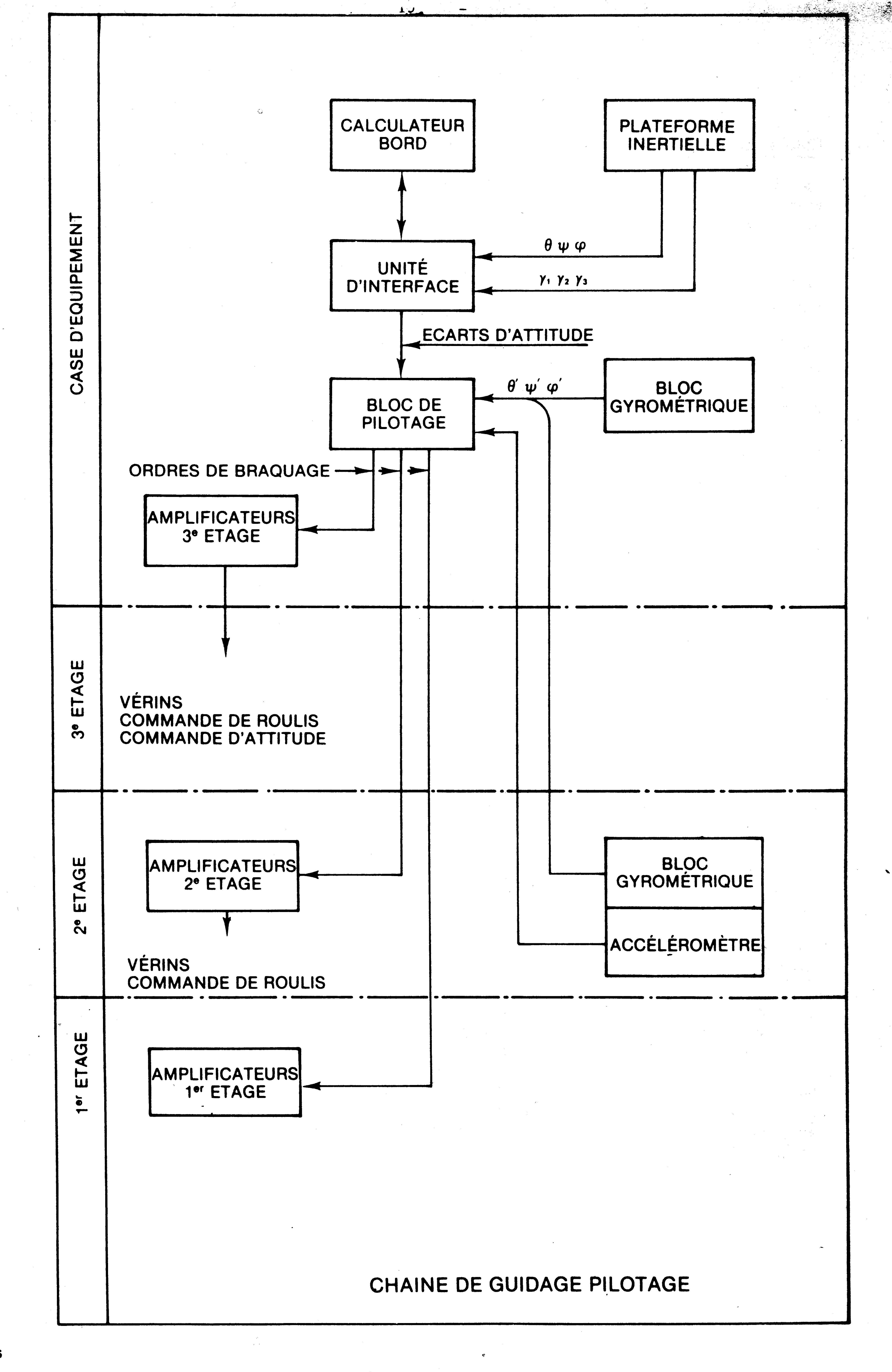
Le 1er étage possède quatre tuyères oscillant dans le plan tangent au bâti moteur. Cette configuration permet le pilotage en tangage-lacet et roulis à l'aide de ces seules tuyères.

Les 2ème et 3ème étages ne possédant qu'une seule tuyère sont équipés de systèmes annexes pour le pilotage en roulis.

Ces systèmes annexes sont constitués par des jeux de tuyères indépendantes alimentées en gaz chauds du générateur de gaz sur le 2ème étage et en gaz froids de pressurisation sur le 3ème étage.

Sur le 3ème étage, le système annexe est complété de façon à assurer un pilotage trois axes après arrêt du moteur principal. Ceci permet de délivrer la charge utile avec précision dans la position qu'elle désire, et à la demande, de la mettre en rotation lente.

.../...



CHAINE DE GUIDAGE PILOTAGE

Chaîne séquentielle

Elle initialise tous les ordres nécessaires à l'exécution et à l'enchaînement des différentes séquences qui gouvernent le comportement du lanceur pendant le vol. La chaîne séquentielle est commandée par le calculateur numérique embarqué qui émet les ordres selon un enchaînement prescrit par le programme de vol.

L'enchaînement des ordres ou séquences est recalé après la fin de propulsion de chaque étage sur détection des chutes de poussée.

L'ordre émis par le calculateur à travers son unité d'interface est traité par une centrale d'ordres qui délivre directement les signaux adaptés aux organes d'exécution. Le traitement des ordres s'effectue sur deux chaînes totalement redondantes de l'unité d'interface jusqu'aux organes d'exécution.

Les ordres émis par la chaîne séquentielle résultent en actions :

o électriques : changement de format de la télémesure PCM, ordres électriques de propulsion, mise en oeuvre de systèmes correcteurs POGO ;

o pyrotechniques : fusées d'accélération, de décélération ; mise à feu propulseurs d'appoint 1er étage ; démarrage moteur 3ème étage, séparations, largages.

Chaîne de localisation et de destruction

Elle permet la destruction en vol du lanceur en cas de comportement anormal de celui-ci, pouvant constituer un danger pour l'environnement. L'ordre de destruction est généré à bord dans le cas de séparation intempestive des étages. L'ordre de destruction télécommandée du sol résulte d'une décision opérationnelle, au vu d'un traitement d'information sur la trajectoire vraie de véhicule, connue en temps réel grâce à la chaîne de localisation qui comporte un radar de poursuite et des répondeurs implantés sur le lanceur au niveau de la case d'équipements.

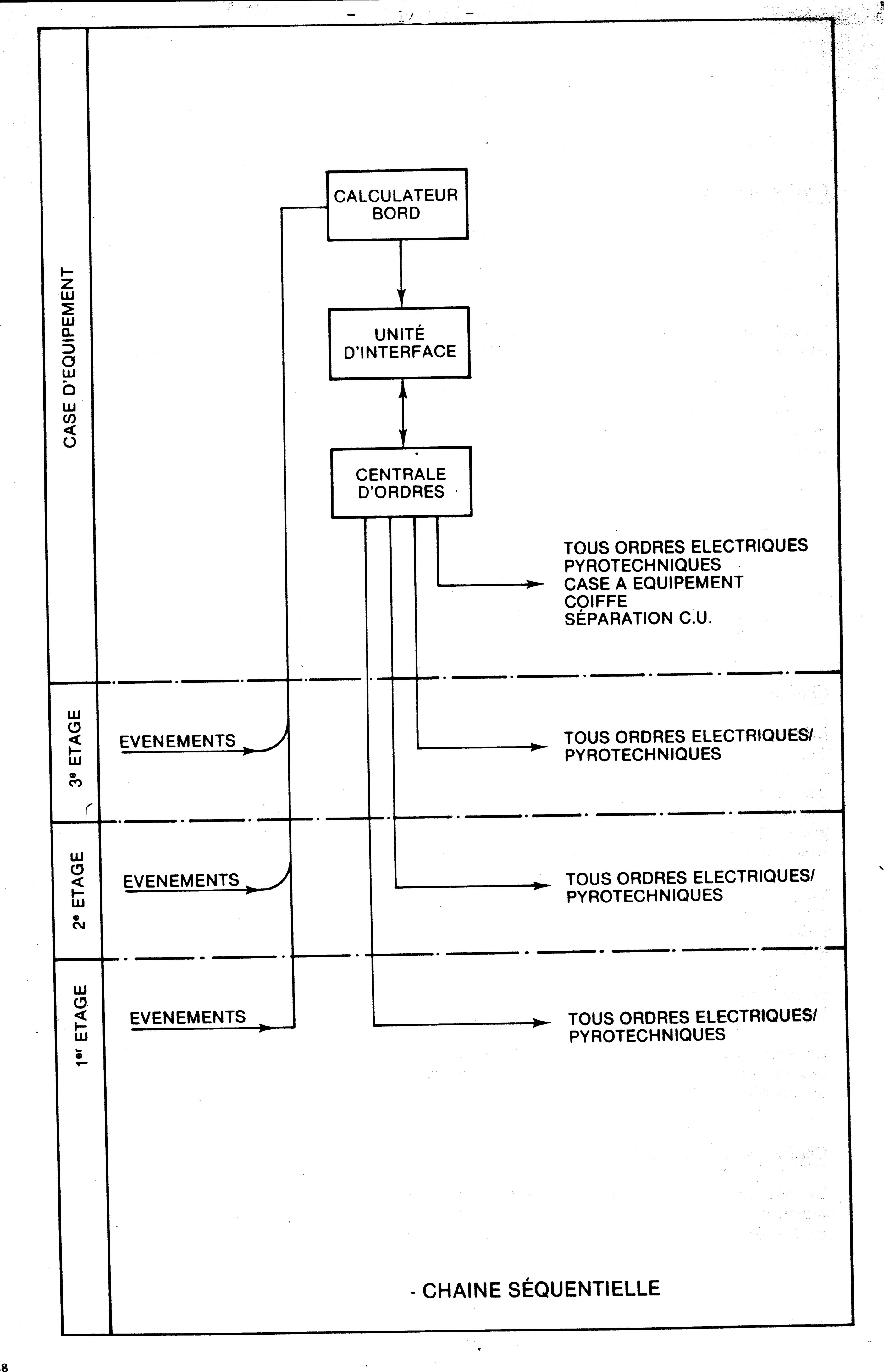
La chaîne de localisation-destruction est totalement redondante : deux répondeurs radars et deux récepteurs de télécommande. Les ordres sont élaborés dans un boîtier de sauvegarde qui décode les ordres de télécommande. La charge de destruction du 3ème étage est directement commandée par le boîtier de sauvegarde. Les charges de destruction du 1er et 2ème étages sont commandées chacune par un circuit logique de Destruction Commandée et Automatique (DCA) ; les circuits logiques DCA sont situés dans leurs égates respectifs.

Le système de réception de télécommande de destruction pourra être mis à l'arrêt par la réception de l'ordre HORS envoyé du CSG avant perte de visibilité ou limite de portée.

Chaîne de télémesure

Le but de la télémesure est la retransmission au sol pendant le vol du lanceur des mesures effectuées à bord, dont la connaissance permet d'évaluer le comportement et les performances du lanceur pendant tout son vol.

.../...



- CHAINE SÉQUENTIELLE

Ariane 4

L'évolution de l'utilisation de l'espace conduira à lancer des charges utiles encore plus importantes à partir de 1986. C'est pourquoi il a été décidé de développer une version plus puissante d'Ariane : ARIANE 4, qui offrira toute une gamme de performances possibles.

ARIANE 4 utilise les développements effectués pour les programmes précédents. Ce nouveau lanceur se caractérise par l'existence de 6 versions différentes dont les performances en orbite de transfert varient de 1 900 à 4 200 kg. Toutes ces versions ont en commun un premier étage allongé d'environ 7 m, emportant 220 tonnes d'ergols, propulsé par 4 moteurs Viking avec 58,5 bars de pression foyer d'un deuxième étage et d'un troisième étage identiques à ceux d'ARIANE 3 aux renforcements de structure près, d'une nouvelle case à équipements sur laquelle pourra s'adapter une nouvelle coiffe de grand diamètre (4 m) ainsi qu'un nouveau dispositif pour lancements multiples, appelé SPELDA (Structure Porteuse Externe pour Lancements Doubles ARIANE). Les différentes versions se distinguent par les propulseurs d'appoint :

- soit deux ou quatre propulseurs à poudre dérivés de ceux d'ARIANE 3 ; (AR 42 P ou AR 44 P)

- soit deux ou quatre propulseurs à liquide d'environ 38 t d'ergols utilisant le moteur VIking ; (AR 42 L ou AR 44 L).

Une version hybride à 2 propulseurs à poudre et 2 propulseurs à liquide est également développée (AR 44 LP) ainsi qu'une version sans propulseur d'appoint (AR 40).

Ces configurations d'ARIANE 4 donneront une grande souplesse et permettront d'ajuster la performance du lanceur aux charges utiles en maintenant un taux de remplissage élevé.

La performance en orbite de transfert des différentes versions est indiqué ci-dessous :

VERSION	MASSE (kg)
AR 40	1 900
AR 42 P	2 600
AR 44 P	3 000
AR 42 L	3 200
AR 44 LP	3 700
AR 44 L	4 200

Le développement d'ARIANE 4, qui avait été proposé au Conseil de l'Agence spatiale européenne en 1981, a été formellement approuvé en janvier 1982.

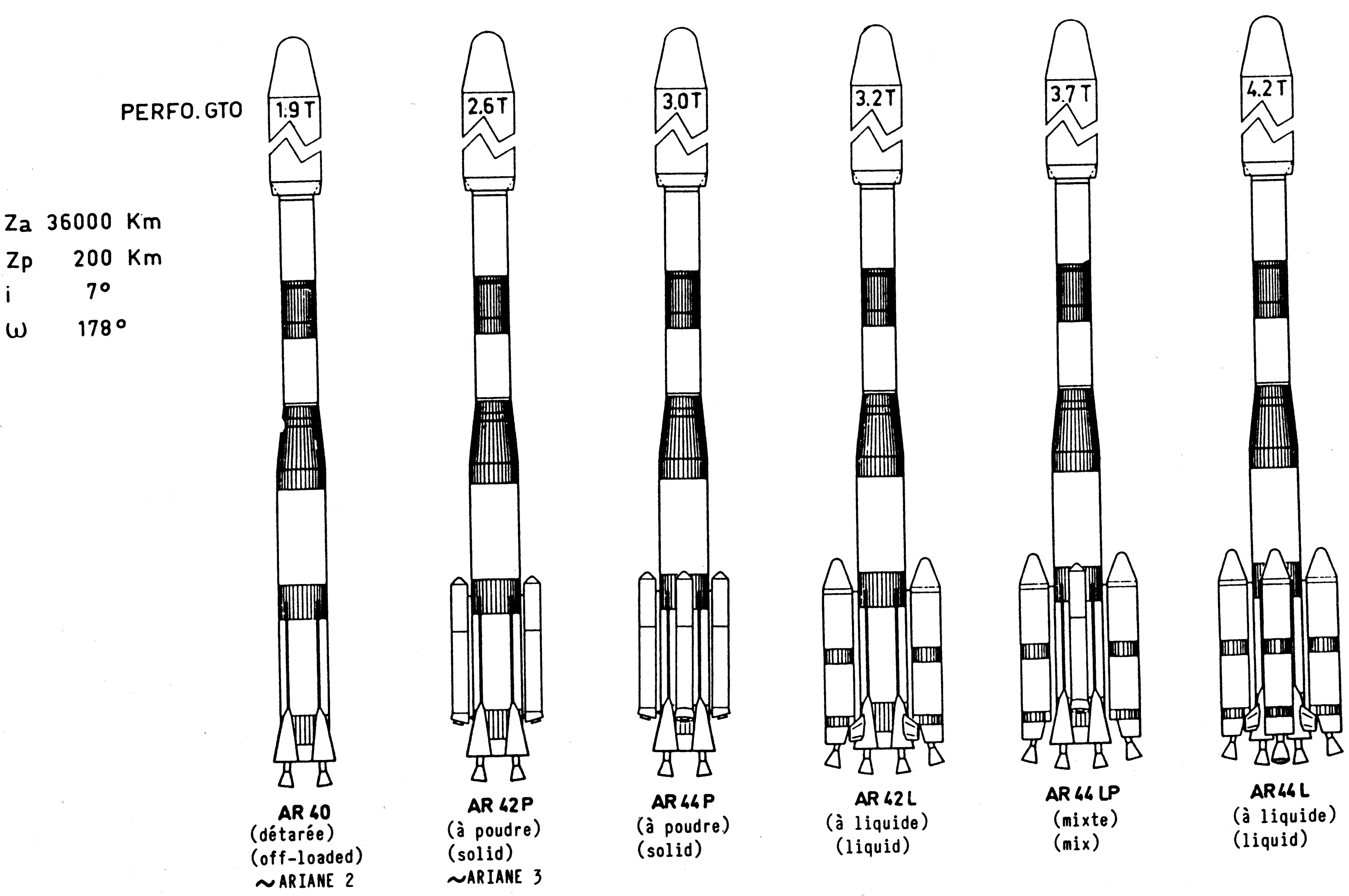
Le programme a donc démarré au début de 1982 avec la phase d'études et de conception au niveau système. Début 1984, il entrait dans la phase de réalisation et d'essai du matériel.

.../...

Parmi les éléments du matériel, deux réservoirs du 1er étage, un réservoir à eau du 1er étage, les modèles dynamiques structurels des propulseurs à liquide, une enveloppe métallique des propulseurs à poudre, un calculateur de bord et une coiffe complète ont été fabriqués et soumis à des essais.

Ce programme se conclura par un lancement de démonstration du modèle AR 44 LP, prévu actuellement pour juin 1986.

LES CONFIGURATIONS ARIANE 4
THE ARIANE 4 CONFIGURATIONS







CHAPITRE III

LES INSTALLATIONS DE LANCEMENT

LES INSTALLATIONS DE LANCEMENT

LE CENTRE SPATIAL GUYANAIS

Base de lancement du Centre National d'Etudes Spatiales (CNES), le CSG, opérationnel depuis 1968, assure, tout au long d'une campagne de lancement, le soutien logistique indispensable à la mise en oeuvre des véhicules spatiaux. Sa situation toute proche de l'Equateur (5,3° N) est optimale pour la mise sur orbite de satellites géostationnaires. De plus, le profil de la côte guyanaise permet des lancements tous azimuts (de -10,5° à 93,5° en passant par le Nord).

Les infrastructures du CSG sont installées le long de la côte Atlantique sur environ 15 km entre Kourou et Sinnamary.

Au milieu de cette zone est situé le Centre Technique du CSG, qui abrite les services de direction, les services techniques centraux, les services généraux et notamment le Centre de Contrôle d'où est assurée la direction opérationnelle des lancements; à environ 10 km au nord-ouest du Centre se trouvent les ensembles de lancement. Les moyens de mesure sont implantés sur des élévations de terrain (Montagne des Pères et Montabo) respectivement à 10 et 50 km au sud-est du Centre Technique.

Outre la fourniture d'un soutien logistique général, le CSG est responsable, au cours de la phase de lancement, des opérations de poursuite et de télémesure, y compris l'acquisition et le traitement de toutes les données transmises par les émetteurs de télémesure embarqués, ainsi que de la sauvegarde des personnes et de la protection des installations. Environ 800 personnes travaillent en permanence au CSG.

En plus des installations de mesure et de contrôle propres au CSG, trois stations implantées respectivement à Natal au Brésil, sur l'île d'Ascension et en Côte d'Ivoire permettent de recevoir sans discontinuité les informations sur la trajectoire et le comportement des lanceurs pour les lancements vers l'est.

Le CSG est mis à la disposition de l'Agence spatiale européenne (ESA) et de ses Etats Membres au titre d'un accord avec le Gouvernement français qui garantit à l'ESA et à ses Etats membres la liberté d'accès et d'utilisation des installations du CSG pour leurs programmes respectifs et accorde à l'ESA la priorité d'utilisation du CSG pour ses programmes.

LA BASE DE LANCEMENT ARIANE

La Base de Lancement Ariane, située à l'intérieur du périmètre du CSG à environ 18 km de la ville de Kourou, a été conçue pour permettre les lancements d'Ariane, avec toutes la sécurité, la souplesse et l'efficacité nécessaires, jusqu'à la mise en orbite de la charge utile.

Les installations actuelles (ELA-1) permettent d'exécuter 6 lancements par an des versions Ariane 1, Ariane 2 et Ariane 3 (soit un lancement tous les 2 mois). Un deuxième ensemble de lancement (ELA-2), en cours de réalisation, permettra d'effectuer des lancements à un mois d'intervalle.

La Base de Lancement Ariane comprend essentiellement deux groupes d'installations :

- les Ensembles de Lancement Ariane (ELA-1 et ELA-2), qui regroupent les installations spécifiques nécessaires pour l'assemblage final, les contrôles et les opérations de lancement Ariane ;

- l'Ensemble de Préparation Charges Utiles (EPCU) qui désigne les moyens mis à la disposition des utilisateurs pour la préparation des satellites.

Les ELA et l'EPCU, comme par ailleurs les autres installations et équipements financés et réalisés dans le cadre du programme Ariane, sont la propriété de l'Agence spatiale européenne.

ENSEMBLE DE LANCEMENT ARIANE ELA 1

L'ELA 1 comprend quatre zones distinctes :

- la zone de lancement qui regroupe les installations de l'aire de lancement et le centre de lancement,

- la zone d'assemblage où sont stockés les étages et les éléments du lanceur dans leurs conteneurs, avant érection,

- la zone soutien ergols avec le laboratoire d'analyse,

- l'usine de production d'azote et oxygène liquides.

C'est en zone de lancement que se trouvent les principales installations pour la mise en oeuvre du lanceur : l'aire de lancement (avec notamment la tour de montage dans laquelle le lanceur est érigé et raccordé à ses équipements sol) et le centre de lancement d'où s'effectuent pratiquement tous les contrôles et commandes des opérations.

L'aire de lancement est constituée essentiellement des sous-ensembles suivants :

- le massif qui supporte la table de lancement sur laquelle est posé le lanceur; un déflecteur de jet, à deux versants revêtus de béton réfractaire, est intégré au massif et deux carneaux semi-enterrés canalisent le jet des moteurs du premier étage au décollage ;

- la plate-forme de lancement qui permet l'accès à la tour de montage et sert de chemin de roulement à celle-ci lorsqu'on procède au retrait de la tour ; des locaux terminaux abrités sous la plate-forme de lancement contiennent les équipements nécessaires aux contrôles et à la sécurité du lanceur ;

- la tour de montage entièrement climatisée placée sur la plate-forme de lancement ; en position avancée, la tour recouvre le lanceur sur sa table ainsi que le mât ombilical. La zone de travail autour du lanceur est desservie par sept passerelles fixes et par une passerelle mobile permettant d'accéder à tous les niveaux de la charge utile. Une enceinte intérieure à la tour de montage située sur la passerelle mobile (Plate-forme 8) constitue la zone propre (classe 100 000) où sont amenées les charges utiles pour l'assemblage mécanique au lanceur. Un pont roulant de 25 t permet toutes les manutentions et érections.

- Le mât ombilical situé en arrière du massif à 6,20 m de l'axe du lanceur; il sert de support aux bras ombilicaux ainsi qu'aux gaines de câbles, aux tuyauteries et aux liaisons sol/lanceur.

- Les équipements périphériques comprennent principalement :

  - deux installations de dépotage, stockage et transfert des ergols toxiques (UDMH et N204) permettant d'effectuer deux pleins du premier et du deuxième étages ;

  - deux installations de stockage et de transfert des ergols cryogéniques (hydrogène liquide et oxygène liquide). permettant d'effectuer cinq pleins du troisième étage ;

  - une installation de stockage d'azote liquide (LN2) et de production d'azote gazeux haute pression ;

Le Centre de Lancement situé à 200 m du massif est un ouvrage fortement blindé, du type blockhaus, capable d'assurer une protection efficace du personnel et des équipements de contrôle pendant les opérations de préparation finale, de remplissage et de lancement. Cette protection vise à couvrir les risques :

. d'explosion rapprochée,

. d'impact, en cas de destruction en vol du lanceur, des fragments d'étages et en particulier des moteurs,

. de présence de gaz toxiques autour de l'ouvrage.

Le Centre de Lancement abrite les équipements de contrôle et de commande qui permettent d'assurer la supervision des opérations de préparation du lanceur après érection. Dans cet ouvrage circulaire enterré sont menées les opérations de sécurité, de remplissage et de mise en oeuvre du lanceur avant son décollage.

La zone d'assemblage constitue la base "arrière" logistique de l'aire de lancement. Elle comprend principalement :

- un hall d'assemblage destiné à recevoir les étages d'Ariane à leur arrivée en Guyane, pour une inspection visuelle et leur préparation à l'érection ;
- un bâtiment magasin pour le stockage des rechanges (site et lanceur) ;
- un bâtiment bureaux ;
- un bâtiment documentation.

La zone soutien ergols comporte deux installations de stockage principales, deux garages pour les remorques d'avitaillement ainsi qu'un laboratoire d'analyse des ergols.

L'usine de production d'azote et d'oxygène liquides, située dans la zone industrielle de Kourou assure la production de ces deux produits cryogéniques pour les besoins de la Base.

ENSEMBLE DE LANCEMENT ARIANE ELA-2

La réalisation à Kourou d'un second Ensemble de Lancement (ELA 2) a été décidée en juillet 1981 en vue d'une disponibilité opérationelle en début 1985.

Les objectifs généraux du programme visent à :

- assurer la redondance de l'Ensemble de Lancement actuel (ELA 1),
- accroître la souplesse opérationnelle et la compétitivité
  - par réduction de l'intervalle minimum entre 2 lancements,
  - par optimisation des coûts d'exploitation.
- developper les moyens de préparation des charges utiles correspondantes.

L'ELA 2 est en cours de réalisation à proximité de l'Ensemble de Lancement actuel (ELA 1) : il permettra les lancements des versions Ariane 1, 2, 3 et 4. Ce deuxième ensemble est constitué essentiellement de deux zones distinctes : la zone de préparation des lanceurs et la zone de lancement.

La zone de préparation des lanceurs est située à une distance de sécurité (950 mètres) de la zone de lancement; y seront effectuées les opérations suivantes :

- érection du lanceur jusqu'au niveau de la case d'équipements,
- contrôle d'étanchéité des étages,
- contrôle électrique,
- contrôle du lanceur à distance durant la chronologie de lancement.

Le temps de présence du lanceur dans cette zone est d'environ un mois.

Dans la zone de lancement, qui est également à distance de sécurité de l'actuelle zone de lancement de l'ELA 1, seront effectuées les opérations suivantes :

- phase finale de raccordement et de contrôle du lanceur,
- mise en place, assemblage et contrôle de la charge utile et assemblage de la coiffe,
- préparation au lancement,
- chronologie et lancement.

Le temps de présence du lanceur dans cette zone est inférieur à un mois.

Les deux zones de l'ELA 2 sont reliées entre elles par un chemin de roulement sur lequel se déplacent les tables de lancement mobiles. Une plate-forme tournante permet le croisement des tables de lancement.

La séparation géographique de la zone de préparation des lanceurs et de la zone de lancement permet de bénéficier d'une grande souplesse d'utilisation des moyens de lancement puisqu'un lanceur peut être érigé, assemblé et contrôlé en zone de préparation, alors que le lanceur précédent, amené en zone de lancement y subit les dernières opérations de préparation en vue de son lancement imminent. Cette utilisation en parallèle des deux zones de préparation et de lancement de l'ELA 2 permet l'exécution concomitante de deux campagnes de lancement et réduit le délai entre deux lancements à un mois.

A l'issue des essais de validation au début de 1985, l'ESA mettra l'ELA-2 à la disposition d'Arianespace.

ENSEMBLE DE PREPARATION CHARGE UTILES

L'Ensemble de Préparation Charges Utiles (EPCU) constitue l'ensemble des moyens mis à la disposition des utilisateurs d'Ariane pour la préparation de leurs satellites depuis l'arrivée en Guyane jusqu'à leur montage sur le lanceur.

L'EPCU comporte plusieurs bâtiments géographiquement dispersés dans des zones correspondant aux activités auxquelles ils sont affectés :

- le bâtiment S1A, situé au Centre Technique du CSG et destiné à la préparation et à la vérification des satellites, offre une salle propre de 480 m2 qui peut être compartimentée pour la préparation simultanée de deux satellites lors des lancements doubles.

- les bâtiments S2 et S4, situés dans la zone d'assemblage de l'ELA, permettent le contrôle des moteurs d'appoint à combustible solide, leur mise en froid, leur vérification aux rayons X et leur préparation.

- le bâtiment S3A permet d'assurer le remplissage des satellites en ergols ainsi que l'intégration du moteur d'appoint avec le satellite. Deux halls séparés par un sas commun permettent d'assurer ces deux fonctions. Un troisième hall permet l'intégration des plus grosses charges utiles d'Ariane et celle du composite des lancements doubles.

L'augmentation de la cadence de lancement qui sera possible à compter de la mise en service de l'ELA 2, ainsi que la prise en compte de charges utiles plus importantes ont conduit à compléter les moyens actuels de l'EPCU par les bâtiments ci-après :

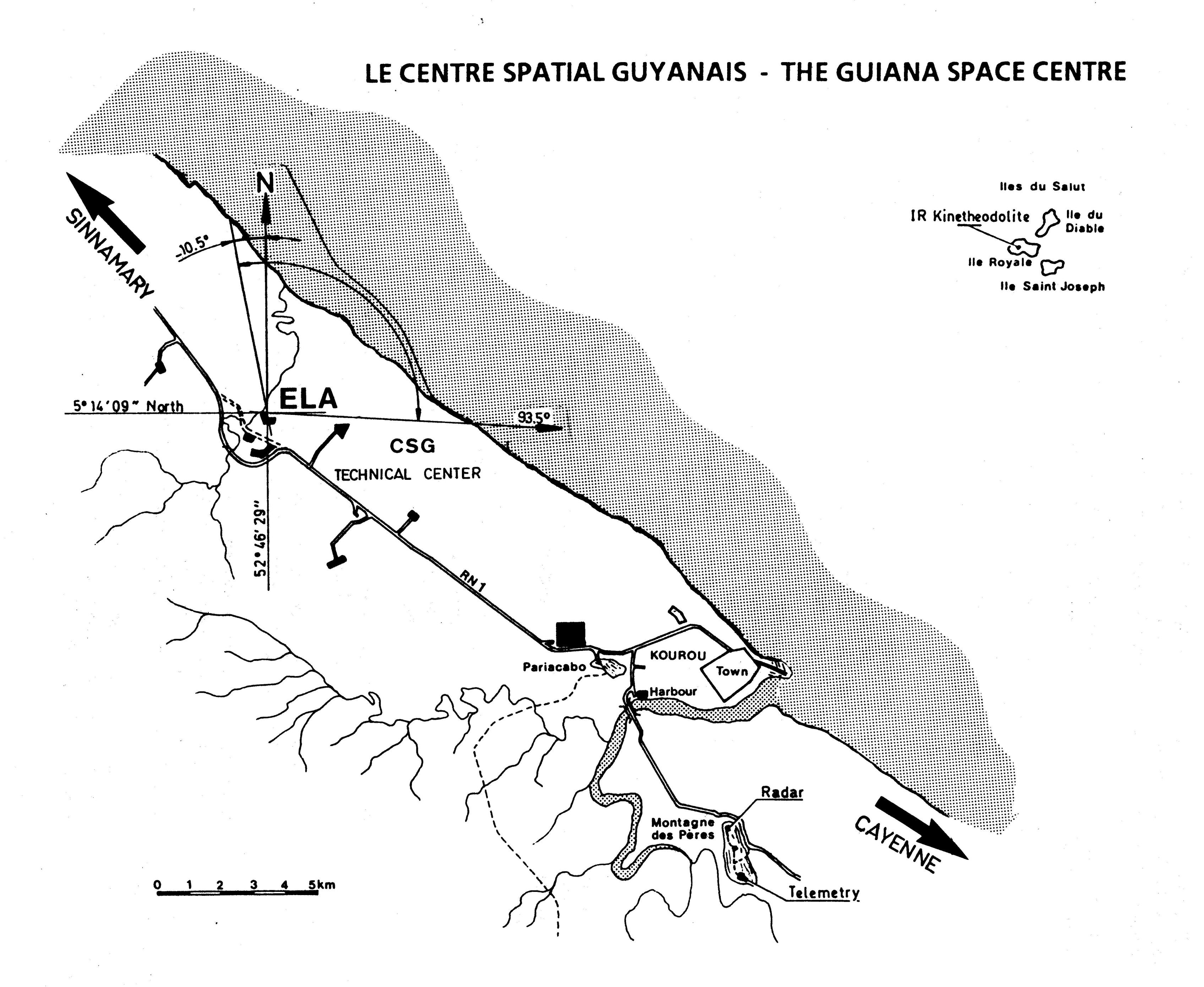
- le bâtiment S1B, dont la disponibilité est prévue en 1985, qui sera situé à proximité immédiate de l'actuel S1A et qui aura les mêmes fonctions; il sera doté d'une salle propre de 800 m2 et d'une salle classe 1000 de 60 m2.

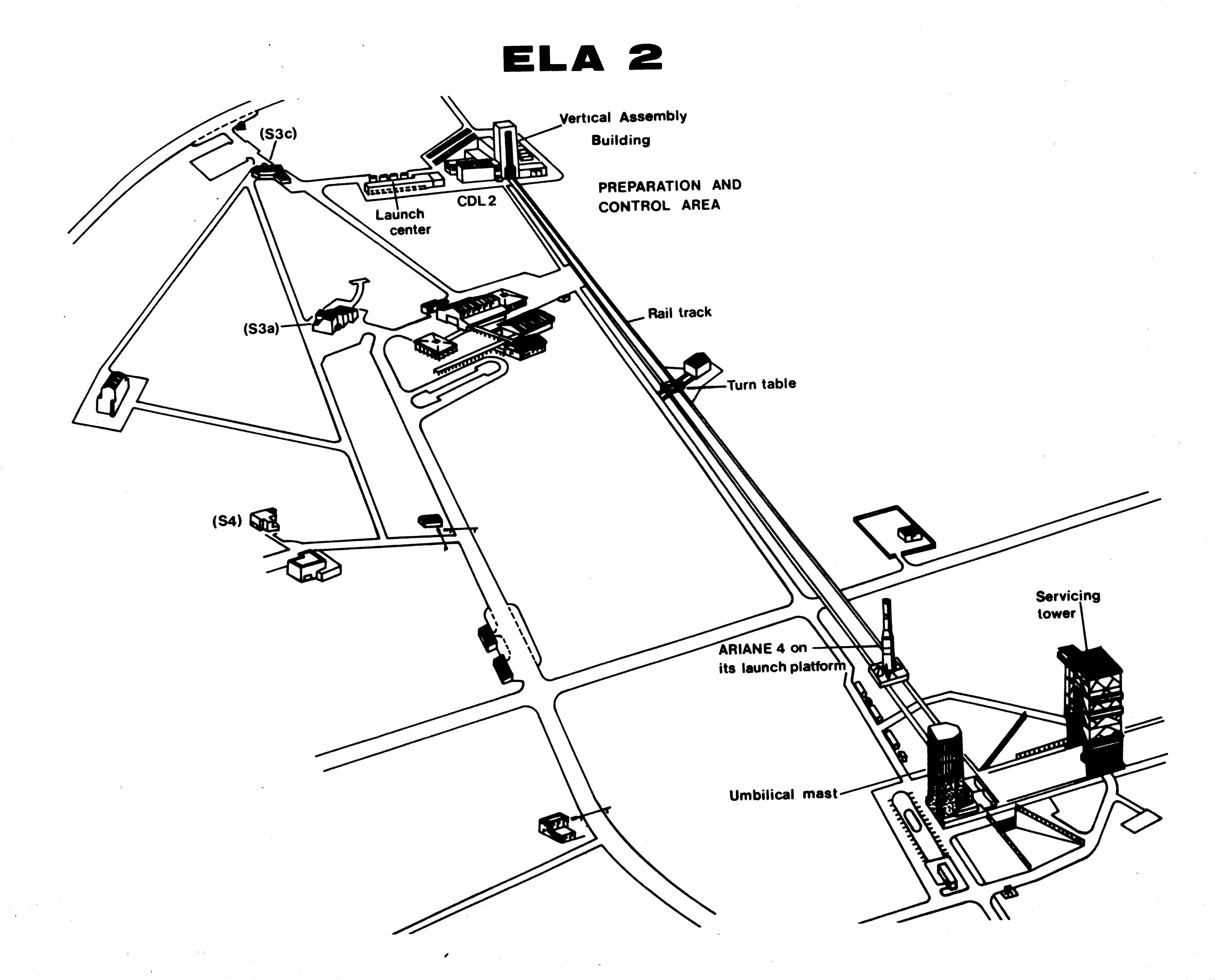
- le bâtiment S3B, dont la disponibilité est prévue fin 1985, qui sera situé à proximité de l'actuel S3A, et qui aura les mêmes fonctions :

  - remplissage des grands satellites ARIANE 4
  - assemblage des composites de lancements doubles

  plus une fonction nouvelle à partir d'ARIANE 4 : "l'encapsulation" (intégration des satellites sous la coiffe AR 4); l'ensemble ainsi constitué étant transporté à la verticale jusqu'à l'aire de lancement ELA 2 pour mise en place sur le lanceur.

- le bâtiment S3C, dont la disponibilité est prévue fin 1984, qui aura une fonction de surveillance et de contrôle des opérations dangereuses se déroulant dans les S3.


LE CENTRE SPATIAL GUYANAIS - THE GUIANA SPACE CENTRE
Iles du Salut
IR Kinetheodolite
Ile du Diable
Ile Royale
Ile Saint Joseph
N
SINNAMARY
-10.5°
ELA
5°14'09" North
93.5°
CSG
TECHNICAL CENTER
52°46'29"
RN1
Pariacabo
KOUROU
Town
Harbour
Radar
Montagne des Pères
Telemetry
CAYENNE
0 1 2 3 4 5km


ELA 2
Vertical Assembly Building
PREPARATION AND CONTROL AREA
(S3c)
Launch center
CDL 2
(S3a)
Rail track
Turn table
(S4)
Servicing tower
ARIANE 4 on its launch platform
Umbilical mast



CHAPITRE IV

LE SYSTEME EUROPEEN DE TELECOMMUNICATIONS PAR SATELLITE-ECS

ECS - SYSTEME EUROPEEN DE TELECOMMUNICATIONS PAR SATELLITES

LE PROGRAMME ECS

Les onze Etats membres de l'Agence spatiale européenne (ESA) ont chargé celle-ci de diriger la conception et la réalisation du véhicule spatial ECS, dont la fabrication a été confiée à une équipe industrielle regroupant quelque 36 grandes sociétés, réparties dans plus de onze pays; le système sera mis à la disposition des 20 pays dont les PTT sont membres d'EUTELSAT, et des 28 pays dont les administrations radiophoniques sont membres de l'Union européenne de Radiodiffusion (UER).

La mise au point technique du satellite ECS a connu trois phases bien tranchées.

La première phase a été la réalisation du satellite OTS, précurseur de la série opérationnelle ECS. La technologie mise au point pour OTS a été reprise pour une bonne part dans le satellite ECS, avec des modifications et des améliorations découlant de l'expérience tirée de l'exploitation d'OTS en orbite.

La deuxième phase a correspondu au fait que l'on s'est aperçu rapidement qu'il faudrait procéder à certains travaux de développement nouveaux (par rapport à OTS) pour la mission ECS; on a donc lancé un programme de prédéveloppement préalablement au programme de réalisation du satellite proprement dit.

Pour la charge utile, de nombreux équipements conçus pour OTS ont été repris dans ECS sans modification ou guère; c'est notamment le cas des récepteurs, de la partie principale des répéteurs (à l'exception des filtres), des amplificateurs de puissance (TOP) et des antennes. De nouveaux concepts de filtres de canal ont été adoptés afin de réaliser d'importantes économies de poids, tandis que les nouvelles conceptions de multiplexeurs de sortie correspondent mieux au principe de réutilisation des fréquences de la charge utile d'ECS, qui impose des alimentations multiples aux antennes. Les antennes d'ECS-1 sont de conception classique, à réflecteur et source primaire.

Quant au module de servitude, l'expérience précieuse acquise lors de l'exploitation d'OTS a conduit à améliorer la conception de nombreux équipements. Si les conceptions initiales ont été conservées dans de nombreux cas, il y a moins de réutilisation directe des matériels précédents.

Lancé avec succès en juin 1983, ECS-1 a montré aux essais qu'il répondait parfaitement à ses spécifications; il est exploité commercialement par Eutelsat sous le nom d'EUTELSAT-1 F1 depuis octobre dernier.

ECS-2 doit être lancé au mois d'août de cette année. Très proche d'EUTELSAT-1 F1 (ECS-1), ses caractéristiques présentent néanmoins quelques améliorations sensibles.

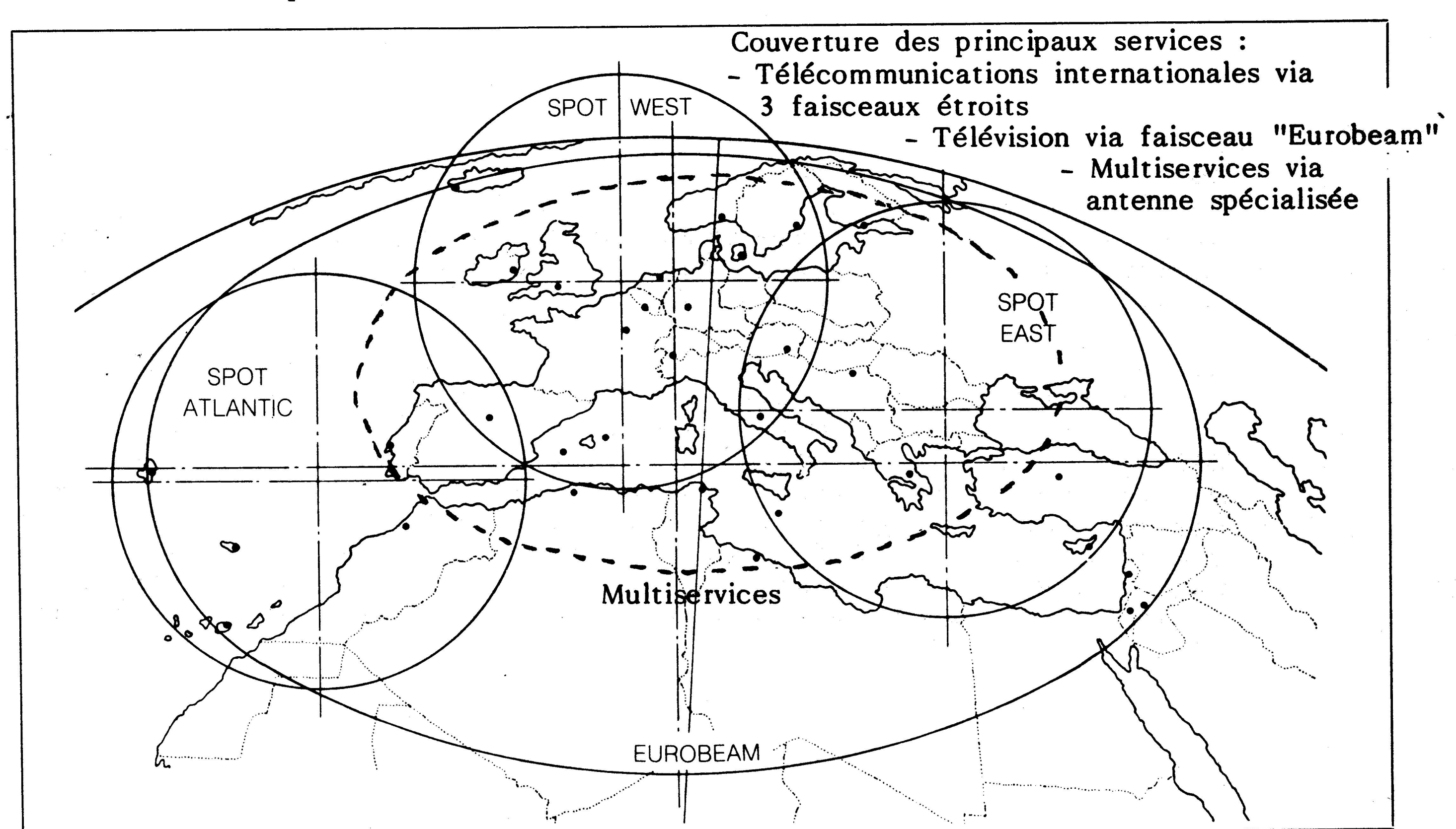
OBJECTIFS ET MISSIONS

Le système ECS offrira deux grandes catégories de services. En premier lieu, il assurera des télécommunications internationales entre les pays participant à la "Conférence européenne des Postes et Télécommunications" (CEPT). Les pays membres de la CEPT couvrent un croissant qui s'étend de la Turquie et de Chypre au Sud-Est jusqu'aux Açores et aux Iles Canaries au Sud-Ouest en passant par la Finlande et l'Islande au Nord. En second lieu, il assurera un service de diffusion des programmes de télévision entre les pays membres de l'Union européenne de Radiodiffusion (UER). Ce service couvrira le Moyen-Orient et l'Afrique du Nord en plus de l'Europe. La quasi-totalité de l'Europe bénéficiera en outre d'une couverture multiservice autorisant la transmission de données numériques entre petites stations terriennes spécialisées.

Le gros du système de télécommunications internationales consistera en services de téléphonie. Dans un souci de souplesse opérationnelle, et notamment pour pouvoir y intégrer efficacement et économiquement d'autres services, tels que les transmissions de données, le système utilisera des techniques modernes de transmission numérique.

Les transmissions de télévision en couleur de haute qualité seront assurées par le service de diffusion TV, qui comportera également des canaux son et des voies de commentaires multiples de grande qualité elles aussi.

Les services de téléphonie et de télévision utiliseront initialement une grande station terrienne par pays. Comme les fréquences de ces deux types de transmissions seront partagées avec les services terrestres à relais hertziens (opérant en portée optique), l'emplacement des stations a été choisi avec un soin particulier.



LE VEHICULE SPATIAL

ECS-2 se compose de deux modules : un module de servitude et un module charge utile de télécommunications.

Les principales caractéristiques du satellite et des systèmes qui lui sont associés sont les suivantes :

. durée de vie nominale de sept ans

. système de commande d'orientation et de stabilisation triaxiale (lorsque le satellite est à poste)

. sous-système d'alimentation en énergie assurant une capacité partielle en éclipse

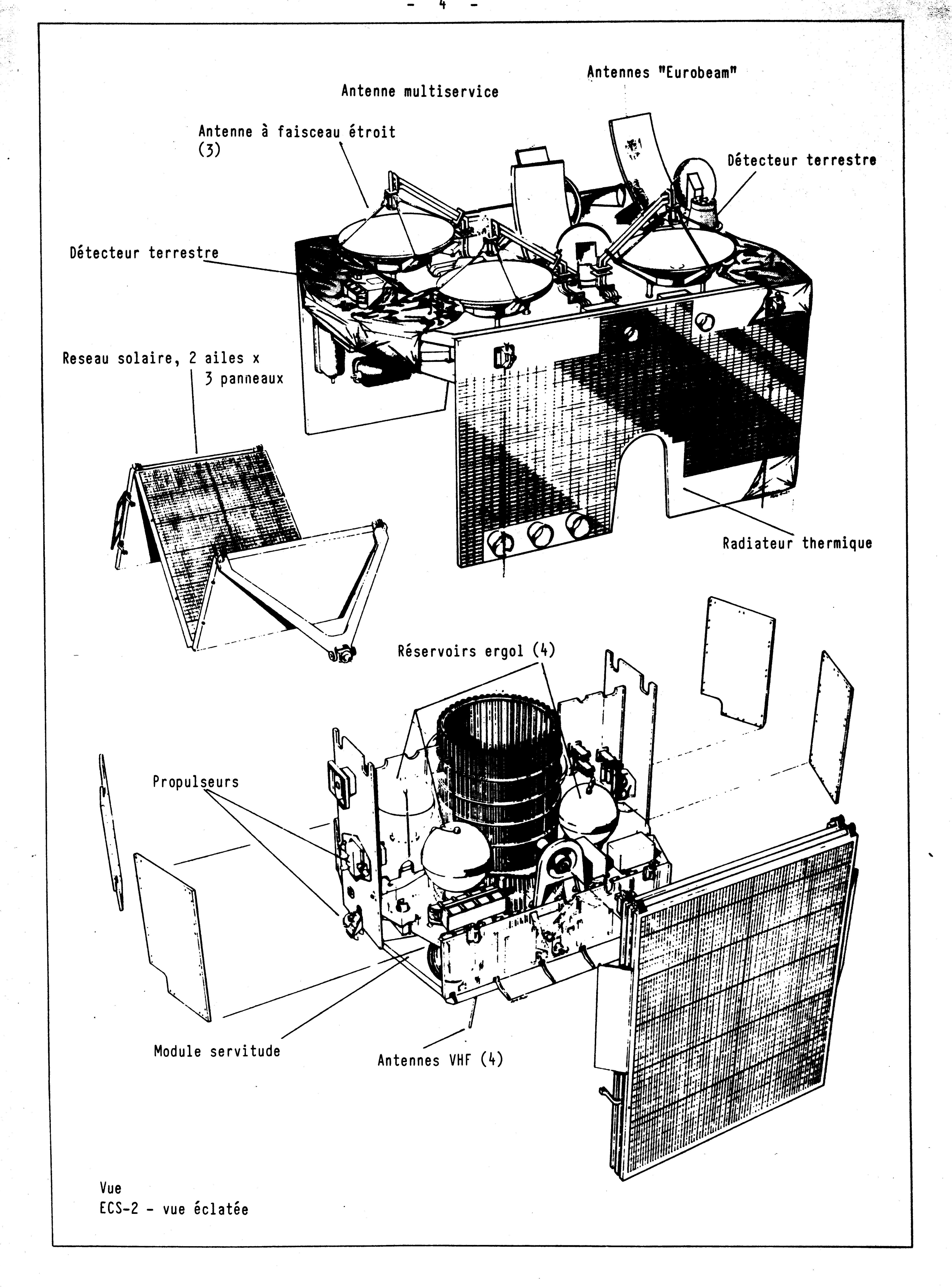
. système de poursuite, de télémesure et de télécommande (TTC) utilisant la VHF pendant l'orbite de transfert et le sous-système de télécommunications, une fois à poste

. charge utile comprenant :

- 14 répéteurs 11-14 GHz de 20 watts
- 1 antenne de réception Eurobeam
- 1 antenne d'émission Eurobeam
- 3 antennes à faisceau étroit.
- 1 antenne réceptrice/émettrice multiservice.

Le véhicule spatial complet pèse environ 1175 kg au lancement, dont 475 kg de propergol solide pour le moteur d'apogée et 108 kg d'hydrazine. Il mesure environ 2 m de large et 2,5 m de haut; son corps, de forme hexagonale, est équipé à l'un de ses sommets de six antennes à réflecteur parabolique et, à l'autre, de la tuyère du moteur d'apogée.

Lorsque le satellite atteint l'orbite de dérive, deux réseaux solaires repliables, montés sur ses faces Nord et Sud, se déploient et sont orientés vers le Soleil. Chaque réseau déployé mesure 1,3 m de large sur 5,2 m de long et, avec le mécanisme d'entraînement en forme d'étrier qui relie chacun de ces réseaux au corps du satellite, l'envergure totale du satellite atteint 13,8 m. La puissance du réseau, panneaux repliés, est de 110 W et, lorsque les panneaux sont déployés, de 1000 W en début de vie et de 800 W (aux solstices) en fin de vie.



Vue
ECS-2 - vue éclatée

INSTALLATIONS DE SOUTIEN AU SOL

Les installations de soutien au sol, appartenant au secteur spatial, qui servent à la mise à poste d'ECS sont les suivantes :

. un Centre de Contrôle des Opérations (OCC) situé à l'ESOC, Darmstadt (République fédérale d'Allemagne), qui sera utilisé concurremment avec le réseau VHF de l'ESA, jusqu'à ce que le satellite soit à poste

. une station terrienne de télémétrie, de télémesure, de télécommande et de contrôle (dotée d'une antenne de 13,5 m), avec les installations nécessaires de contrôle et de traitement des données, et toute l'instrumentation intégrée, installée à Redu (Belgique). Après une période d'essai pendant laquelle il travaillera parallèlement avec l'OCC de l'ESOC, le centre de contrôle d'ECS à Redu reprendra entièrement en charge le satellite. Ce centre de contrôle comporte toutes les installations de surveillance nécessaires, notamment des écrans de visualisation, deux affichages muraux et une carte montrant la zone couverte par le secteur spatial opérationnel. Un calculateur est installé à proximité.

Tel qu'il est conçu, le système offrira les moyens d'exécuter les fonctions suivantes :

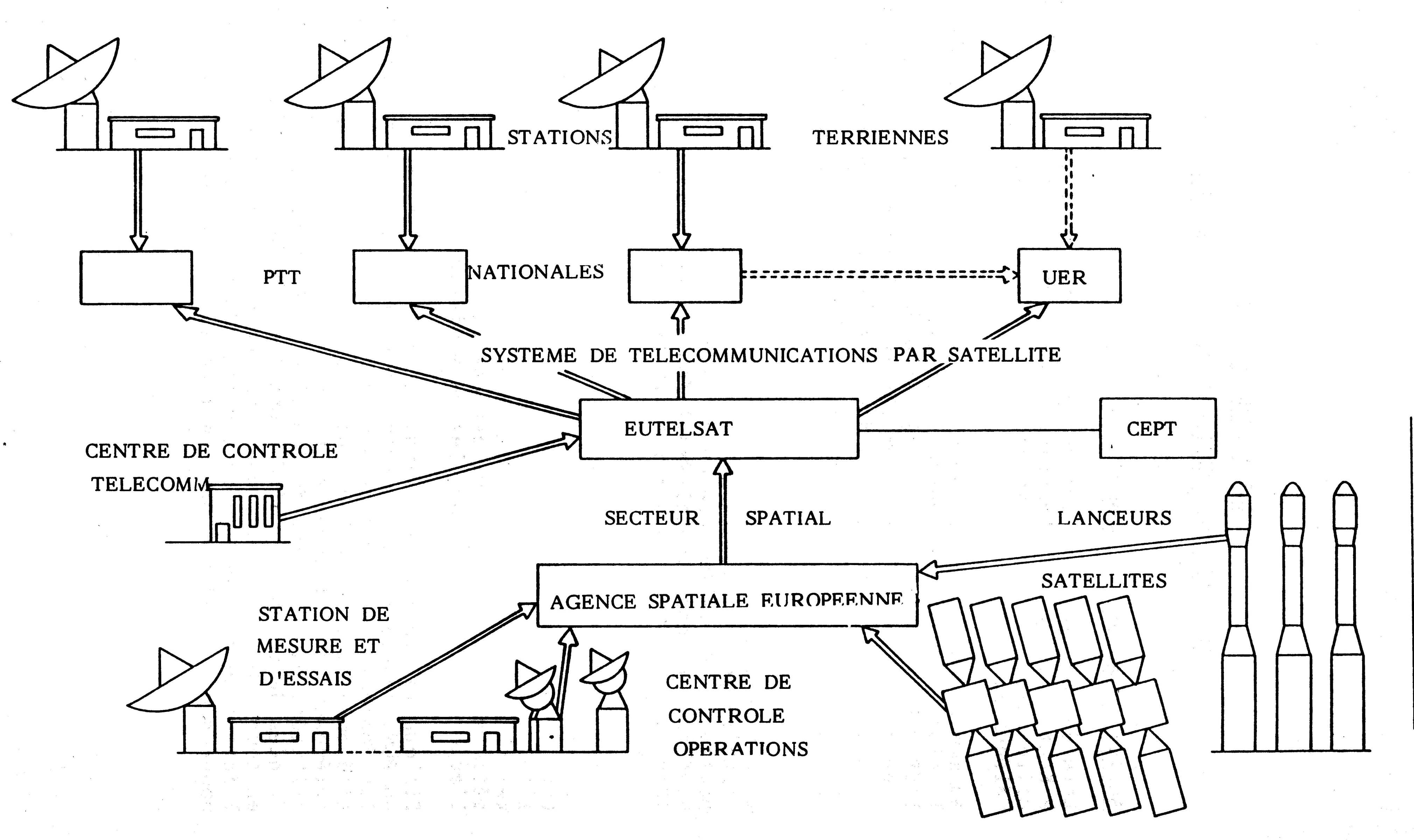
. collecte et traitement des données angulaires et de télémétrie permettant de déterminer les paramètres d'orbite des satellites

. collecte et traitement des données de télémesure des satellites permettant de surveiller le bon fonctionnement du système

. transmission des signaux de télécommande aux satellites

. surveillance des charges utiles.

ORGANISATION DU SYSTEME



ECS-2 - MIS A POSTE
ET DEBUT DE FONCTIONNEMENT EN ORBITE (LEOP)

Activités après lancement

Lors de son lancement par un lanceur Ariane de la base de l'ESA à Kourou, en Guyane française, ECS-2 fera partie d'une charge utile composite comprenant également le satellite français Télécom-1.

Au moment où le lanceur Ariane décrira un arc au-dessus de l'Atlantique Sud, le Centre de contrôle des opérations de l'ESOC à Darmstadt (Allemagne) se préparera à l'acquisition des signaux via la télémesure en VHF (pour ECS) et en bande S (pour Télécom). La séparation des deux satellites et du troisième étage d'Ariane doit être achevée 15 minutes après le décollage et l'acquisition des signaux par la station de poursuite de Malindi a lieu théoriquement quelque 6 minutes plus tard.

Le contrôle de la mission ECS-2 sera assuré par le Centre de contrôle des opérations (OCC) via le réseau LEOP de stations de poursuite, de télémesure et de télécommande en VHF de l'ESA, stations qui sont installées à Kourou (Guyane), Malindi (Kenya), Carnarvon (Australie) et Redu (Belgique) (voir figure 1).

La station en bande S de l'ESA qui se trouve également à Malindi assurera le soutien du centre de contrôle Télécom-1 du CNES à Toulouse via les liaisons de télécommunications de l'ESOC pour les données de poursuite, de télémesure et de télécommande. Le réseau ESTRACK et le réseau de télécommunications qui lui est associé sont placés sous l'autorité de l'ESOC pour les deux missions.

Dès que la station de Malindi reçoit les signaux de télémesure en PCM (modulation par impulsions codées) du véhicule spatial, les données sont immédiatement retransmises via le réseau de télécommunications à l'OCC de Darmstadt. Les données de télémesure de Télécom-1 sont acheminées à Toulouse pour y être utilisées par l'équipe de contrôle du CNES tandis que les données de télemesure d'ECS sont transférées aux calculateurs en temps réel de l'ESOC pour traitement et affichage à l'intention de l'équipe de contrôle du vol ECS. De plus, les données de télémétrie provenant de la station de Malindi sont

traitées par l'équipe de la dynamique de vol ECS afin de déterminer les caractéristiques de l'orbite de transfert géostationnaire du satellite. ECS sera placé initialement sur une orbite de transfert elliptique dont le périgée se situe vers 200 km et l'apogée vers 36 000 km et qui est inclinée de 9° sur l'Equateur.

Tandis qu'ECS-2 poursuit son ascension vers son premier apogée, l'équipe de contrôle de la mission ECS se lance dans plusieurs activités importantes :

- Déterminer les caractéristiques de l'orbite de transfert d'ECS-2 au moyen des données télémétriques traitées provenant des stations ESTRACK.

- Porter la vitesse de rotation d'ECS-2 de 10 tours/mn, qui lui sera imprimée lors de la séparation avec Ariane, à la vitesse de 65,5 tours/mn nécessaire pour assurer sa stabilité au moment de la mise à feu du moteur-fusée ABM (moteur d'apogée), qui est prévue au quatrième apogée (environ 37 heures après le lancement).

- Déterminer avec précision l'orientation du véhicule spatial afin de pouvoir planifier et calculer les manoeuvres fines de correction d'attitude qui pourront être nécessaires pour orienter l'axe de rotation d'ECS-2 dans sa position optimale en vue de l'injection sur orbite géosynchrone.

- Mettre sous tension les systèmes de bord indispensables pour mener à bien les tâches ci-dessus et faire passer l'alimentation en énergie du véhicule spatial de la configuration de lancement à la configuration orbitale.

Les données de télémesure en provenance de Malindi sont absolument vitales pour la réussite de la mission du fait que, jusqu'à la 37ème minute après le lancement, cette station est la seule source de données pouvant être utilisée pour contrôler le vol d'ECS-2.

37 minutes après le lancement, la station de Carnarvon dans l'Ouest de l'Australie reçoit les signaux d'ECS-2 alors que sa trajectoire s'élève au-dessus de l'horizon en direction de son premier apogée. Carnarvon et Malindi envoient alors à l'OCC de Darmstadt deux flux de données pour les activités de contrôle de la mission.

Pendant les 36 heures qui suivent, une séquence d'événements se déroulera en exécution du Plan des opérations de vol (FOP). Ce

plan couvre la totalité des événements ainsi que les procédures nécessaires à l'exécution de la mission ECS-2. Il a demandé à l'ESOC et à l'équipe de projet d'ECS-2 plusieurs mois de mise au point et plusieurs semaines de simulation de mission, faisant appel à un logiciel simulateur comme modèle de mission.

Ces opérations comporteront :

- la mise en route du système de commande d'orientation,

- la vérification de la vitesse de rotation et de l'angle d'aspect solaire,

- la montée en vitesse de rotation de 10 à 65,5 tours/mn en deux stades,

- une manoeuvre de correction fine d'orientation pour que celle-ci soit optimale avant allumage de l'ABM,

- des opérations en éclipse au périgée (qui sont fonction de l'heure de lancement),

- l'armement et la mise à feu du moteur d'apogée.

Cette série d'opérations soigneusement planifiées et exécutées débouche sur l'événement majeur de la phase du début de fonctionnement en orbite de la mission, à savoir la mise à feu de l'ABM. A un instant précis qui est déterminé par l'orbite réelle, mais qui se situe théoriquement quelque 37 heures après le lancement, l'ordre d'allumage est transmis de l'OCC via la station de poursuite de Redu à ECS-2 et l'électronique de bord met à feu la fusée à poudre. Elle brûlera pendant 50 secondes seulement, mais son énergie est suffisante pour porter le périgée de l'orbite de transfert de 200 km à environ 36 000 km et pour ramener l'inclinaison de l'orbite à 0°. ECS-2 entrera dans une nouvelle phase de la mission au moment où son orbite sera quasi-circulaire. Sur cette "orbite quasi-synchrone (NSO)", ECS-2 continuera à dériver jusqu'à ce qu'il atteigne une position de 10° Est.

Une série d'opérations délicates permettront alors de passer d'une stabilisation par rotation à une stabilisation trois axes qui fait appel à des gyromètres, des volants d'inertie et une électronique de commande embarqués. Ces opérations sont les suivantes :

- passage en trois étapes de 65,5 tours/mn à 0,

- acquisition du soleil,

- déploiement et mise en service des réseaux solaires,
- une manoeuvre de renversement (en cas de besoin),
- acquisition de la Terre,
- lancement des deux volants d'inertie et mise en configuration de commande normale.

Le passage de la stabilisation par rotation à la stabilisation triaxiale asservie aux circuits en boucle du bord est une opération particulièrement délicate qui exige une chronologie précise et l'exécution exacte des séquences d'ordres. Les moyens d'affichage des calculateurs de l'OCC seront utilisés à plein par l'équipe de contrôle de la mission pour garantir le succès de cette phase essentielle.

Au moyen des propulseurs à hydrazine de la plate-forme, l'équipe de contrôle de la mission lance alors ECS-2 sur sa dérive vers l'Est en direction de son emplacement opérationnel. Cette période de dérive durera au maximum 21 jours avant qu'une manoeuvre d'arrêt commandée de l'ESOC fixe l'ECS-2 sur sa position à 10° de longitude Est. Le contrôle de la mission sera alors transféré à la station de l'ESA à Redu, Belgique, où le Centre de contrôle spécialisé ECS, qui assure l'exploitation d'EUTELSAT-1 F-1/ECS-1 depuis juillet 1983, prendra également ECS-2 en charge.

Mise en service sur orbite et essais de recette

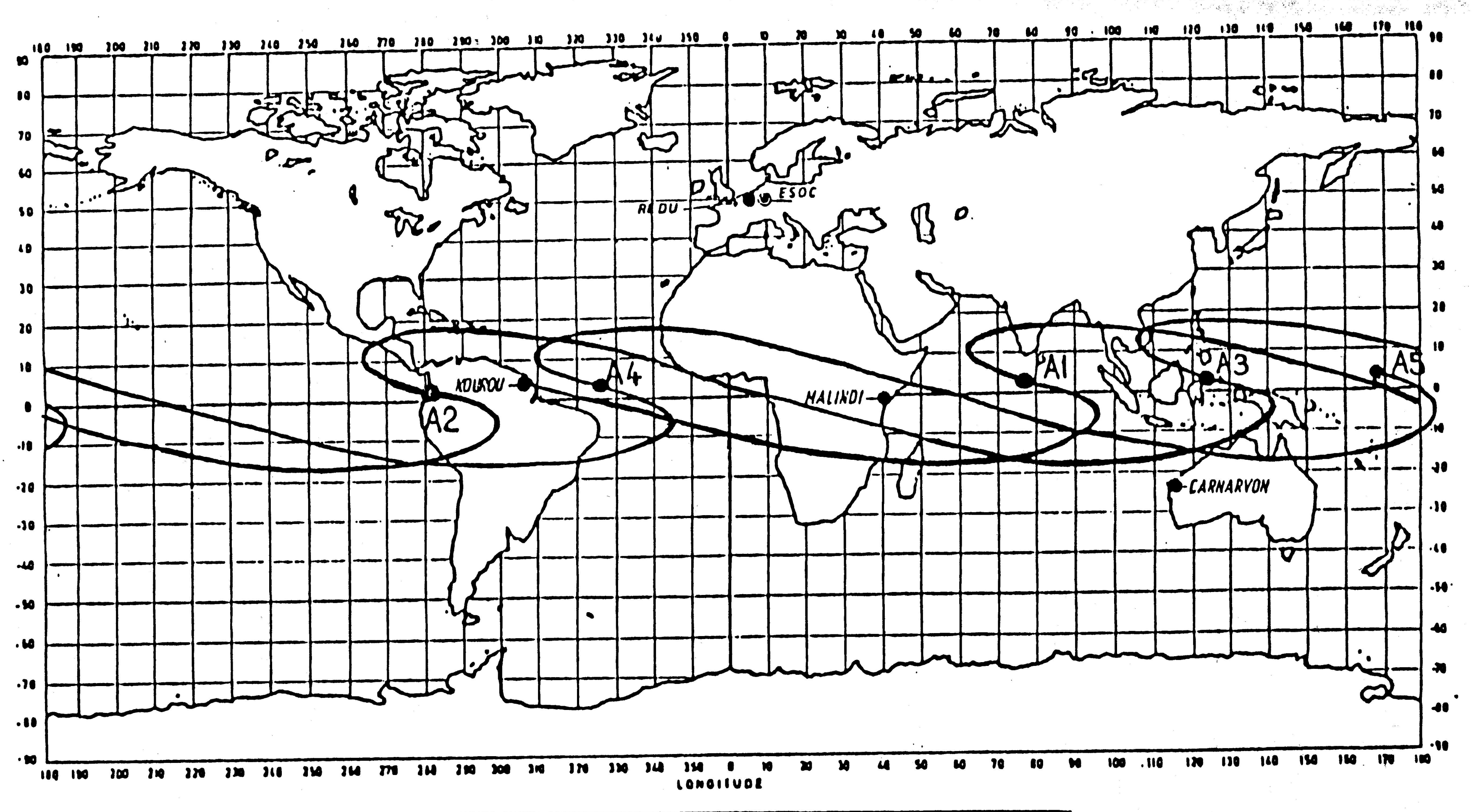
La période de mise en service et de recette démarrera au cours de la phase de dérive et prendra fin environ 45 jours après transmission d'ECS au centre de contrôle de Redu. Au cours de cette période, tous les systèmes embarqués sur la plate-forme et la charge utile sont essayés en mode normal et en mode de renfort pour s'assurer de leur bon fonctionnement ou détecter d'éventuelles anomalies à un stade précoce de la mission. La phase de mise en service est menée conformément à un plan préétabli par l'ASE et le contractant principal (BAe) qui doit démontrer à l'Agence que le fonctionnement en orbite d'ECS-2 correspond effectivement à sa définition et aux résultats des essais au sol.

La "phase de recette" par contre est conduite par BAe, l'Agence et son client EUTELSAT, qui deviendra le propriétaire d'ECS-2 à l'issue de deux phases d'essai donnant satisfaction. Elle démontre que l'ensemble de la charge utile fonctionne

conformément à ses spécifications et que celle-ci peut être transférée à EUTELSAT qui l'exploitera commercialement pour les télécommunications.

Les phases de mise en service et de recette d'EUTELSAT F-1 (ECS-1) ont duré trois mois 1/2 après le lancement. Pour ECS-2, la période d'essai prévue est plus courte.

A l'achèvement des essais de recette en orbite, ECS-2 sera transféré à la position opérationnelle qui lui est assignée à 7° de longitude Est.



STATION	LONGITUDE	LATITUDE
REDU	5	50
MALINDI	40	-3
KOUROU	307	5
CARNARVON	114	-25

Fig. 1 - Réseau LEOP de stations ESTRACK

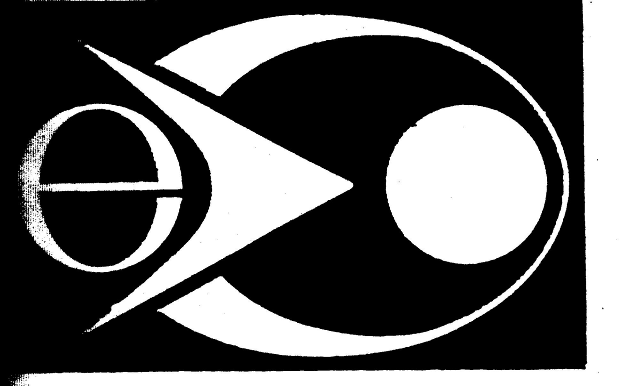
DONNEES DE BASE SUR LE SATELLITE ECS-2

Masse	
Poids total au lancement (y compris le moteur d'apogée)	1175 kg
Masse du satellite en orbite géostationnaire	700 kg
Dimensions du satellite	
Hauteur))	2,4 m
Diamètre)structure centrale)	2,2 m
Réseau solaire déployé	13,8 m
Puissance électrique	
En orbite de transfert	110 W
En début de vie	1000 W
En fin de vie	800 W
Stabilisation	Triaxiale avec maintien à poste Nord-Sud
Durée de vie (nominale)	7 ans
Lancement	
Lanceur	Ariane 3, lancement V10
Site de lancement	Kourou, Guyane française, 5°14 N 52°46 W
Date (prévue)	4 août 1984
Orbite (nominale)	
- de transfert Apogée	35 800 km
Périgée	200 km
Inclinaison	7°
- géostationnaire	35 800 km au-dessus de l'Equateur
	7°E

PRINCIPAUX CONTRACTANTS D'ECS

CONTRACTANTS	SOUS-TRAITANTS	ACTIVITES
BAe (UK) (Maître d'oeuvre)		Maîtrise d'oeuvre : Conception systèmes, opérations lancement, approvisionnement pièces
MATRA (F)		Gestion d'ensemble : système de commande d'orientation et de correction d'orbite (AOCS), équipements électriques de soutien au sol (EGSE), AIT
	TELDIX (D)	Volants d'inertie
	CIR (S)	EGSE (SCOE)
	GALILEO (I)	Détecteur terrestre infrarouge, détecteur Terre-Soleil
	FOKKER (NL)	Amortisseur de nutation
	ERNO (D)	Système de commande à réaction
	TNO-TPD (NL)	Détecteur d'acquisition du Soleil
	SODERN (F)	Détecteur terrestre infrarouge
	BAe (UK)	Détecteur d'acquisition du Soleil
BAe (UK) (Division Ingénierie des Systèmes)		Gestion d'ensemble : sous-système d'énergie, distribution électrique, commande du sous-système VHF, équipements mécaniques de soutien au sol (MGSE)
	SAFT (F)	Batteries
	CONTRAVES (CH)	MGSE
	BTM (B)	Relais pyrotechnique, chargeur batterie, unité d'intégration électrique
	INTA (E)	Antenne VHF
	FOKKER (NL)	Gestion, conception et fabrication du réseau solaire
	AEG-TFK (D)	Photopiles
	CONTRAVES (CH)	Mécanismes des réseaux solaires
ERNO (D)		Gestion d'ensemble : thermique, structures
AERITALIA (I)		Etude, fabrication et essais structure
SELENIA SPAZIO (I)		Antennes

CONTRACTANTS	SOUS-TRAITANTS	ACTIVITES
SAAB (S)		Gestion d'ensemble : sous-système de télémesure, de télécommande et de poursuite
	ROVSING (CRA) (DK)	Convertisseur TTC, Unité de commutation des fréquences de télécommande (PSIU)
	SELENIA SPAZIO (I)	Répéteur VHF
	LCT (F)	Emetteur télémesure SHF
ATN (D)		Gestion, répéteur, TOP
	ALCATEL-THOMSON (F)	Amplificateur à tube à ondes progressives, OMUX, récepteur
	FIAR (I)	EPCS, oscillateur local, commutateur RF
	MSDS (UK)	Filtres étage intermédiaire
	ETCA (B)	RPS, ARU
	GIE (I)	Ampli. paramétrique, RFIS, RFSA
	BTM (B)	COBO
	LME (S)	Filtre étage d'entrée
SEP (F) (contrat ESA direct)		Fourniture moteur d'apogée (MAGE II)
	MAN (D)	Case ABM
	BPD (I)	Propulsion
	LABINAL (F)	Dispositif d'armement et de sécurité



EUTELSAT
EUTELSAT
EUTELSAT
EUTELSAT

CHAPITRE V

EUTELSAT

I HISTORIQUE

L'Organisation européenne de télécommunications par satellite EUTELSAT, a été créée le 30 juin 1977 par des accords réunissant 17 Administrations ou entités de télécommunications reconnues, membres de la Conférence européenne des Administrations des postes et télécommunications (CEPT). L'objectif d'EUTELSAT est de mettre en place et exploiter le système régional européen de télécommunications par satellite. Les accords de 1977 conféraient à l'organisation un statut provisoire - d'où son nom d'EUTELSAT Intérimaire - en attendant la préparation de celui d'une organisation définitive.

C'est d'ailleurs en 1982, que le Gouvernement français, proposa de tenir à Paris une conférence intergouvernementale, réunissant les représentants de 24 pays d'Europe, afin d'établir le régime définitif d'EUTELSAT.. Deux accords internationaux y ont été adoptés, à savoir :

- "La Convention", portant création de l'Organisation européenne de télécommunications par satellite, EUTELSAT. Cette Convention engage les Etats eux-mêmes quant à la constitution, à la gestion et au développement de l'Organisation, et

- "L'Accord d'exploitation" qui définit les règles techniques de gestion du système à satellite. Les Signataires en sont, soit les gouvernements eux-mêmes, soit les organismes de télécommunications publics ou privés mandatés par les gouvernements, selon la législation de chaque pays.

La Convention et l'Accord d'exploitation entreront en vigueur dès que les parlements des pays membres auront ratifié la signature des deux textes par leur gouvernement.

L'Organisation dont le siège est à Paris, compte actuellement 20 pays membres, mais déjà 24 Etats ont signé les accords définitifs.

II PRINCIPES DE BASE DES ACCORDS EUTELSAT

L'Organisation est née d'une volonté commune de ses membres, laquelle s'appuie sur un certain nombre de principes essentiels, à savoir :

1 Le principe d'un système européen

L'objectif des pays membres est de poursuivre la mise en place de systèmes de télécommunications par satellite destinés à faire partie d'un réseau européen perfectionné. La participation à EUTELSAT est ouverte aux pays de la CEPT ainsi qu'à tout Etat européen, membre de l'Union internationale des télécommunications (UIT).

2 Le principe de non-discrimination entre les Signataires

L'accès au secteur spatial fourni se fera sur une base égalitaire pour tous les pays membres de l'Organisation.

3 Le principe d'un système commercial destiné à fournir des services d'intérêt général

Le système mis en place et exploité par EUTELSAT doit permettre l'offre par ses membres de services de télécommunications plus étendus afin de développer les relations entre les peuples et les économies des pays participants.

EUTELSAT doit également être gérée "sur une saine base économique et financière, conformément aux principes agréés en matière commerciale".

4 **Le principe du respect par le système EUTELSAT des accords (ou conventions) internationaux en matière d'utilisation du spectre des fréquences radioélectriques et de l'orbite des satellites géostationnaires**

Dans ce domaine, l'Union internationale des télécommunications joue un rôle de coordination en vue d'une utilisation la plus efficace et la plus équitable des fréquences et des positions orbitales. EUTELSAT tient également compte des recommandations de la CEPT.

III LA STRUCTURE D'EUTELSAT INTERIMAIRE

L'Organisation, dans sa structure provisoire actuelle, comprend trois organes principaux :

1 **L'Assemblée des Parties signataires**

Celle-ci définit la politique générale et les objectifs de l'Organisation. Elle décide des questions touchant aux rapports officiels avec les Etats, qu'ils soient parties ou non, et avec les autres organismes internationaux. Elle décide de toute demande d'adhésion ou elle adopte les décisions concernant le retrait d'une des parties.

Elle détermine les principes et les règles de passation de marchés industriels.

2 **Le Conseil ECS**

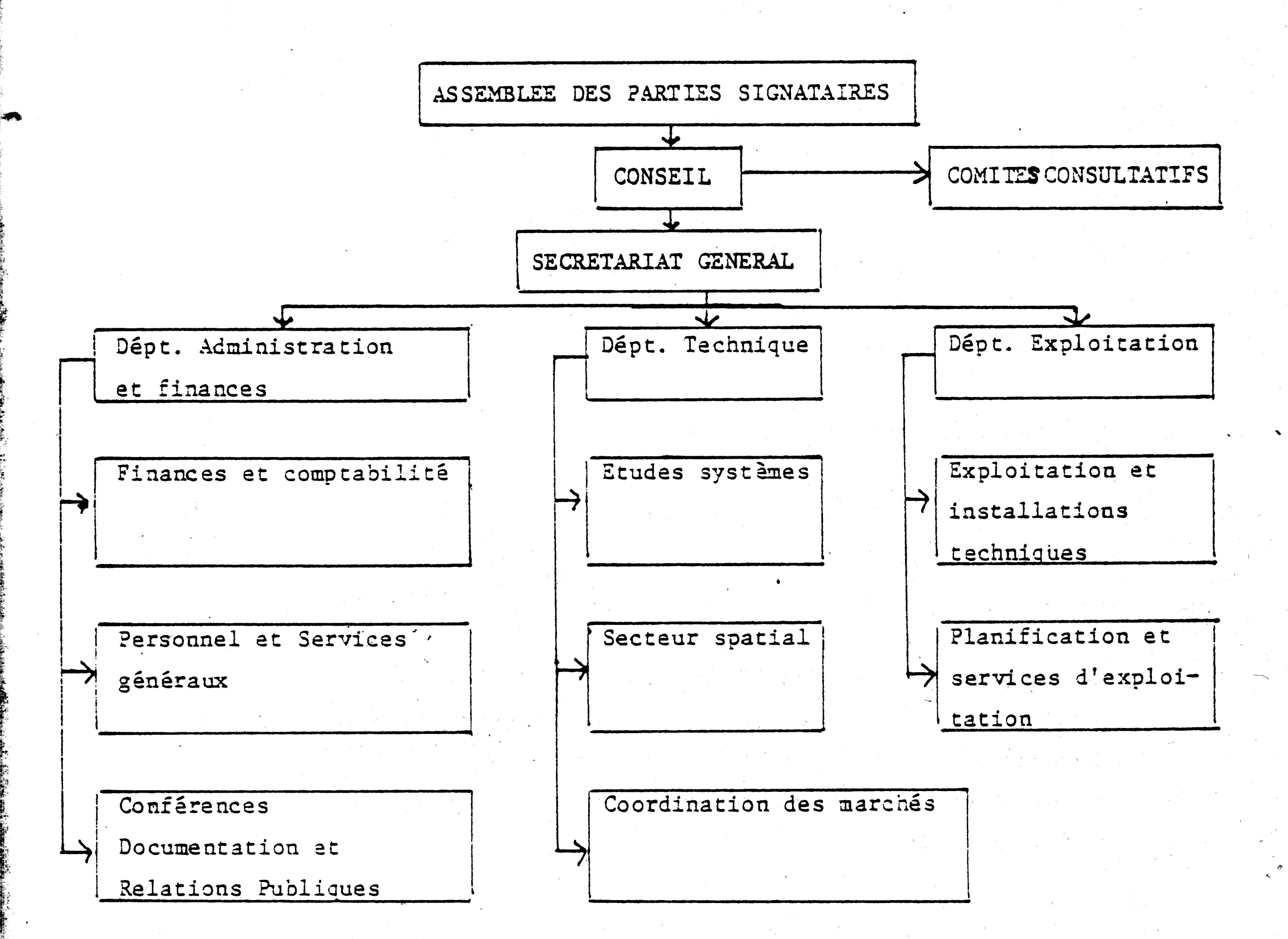
Le Conseil est l'organe de décision d'EUTELSAT. Ses attributions couvrent notamment la mise au point d'un secteur spatial fiable, adapté aux besoins de l'Organisation. Le Conseil établit les prévisions de trafic, détermine les conditions d'accès au secteur spatial, approuve les stations terriennes, assure la coordination entre systèmes de télécommunications par satellites, et l'interconnexion avec les réseaux terrestres.

Le Conseil dispose également de pouvoirs financiers. Entre autres, il approuve le budget et les comptes, et il fixe le taux des redevances d'utilisation du secteur spatial. Dans ses tâches, le Conseil est aidé de plusieurs Comités consultatifs (technique, d'exploitation et financier).

3 Le Secrétariat général

Le Secrétariat général est l'organe exécutif permanent de l'organisation. Il réside à Paris, siège de l'organisation et est dirigé par un Secrétaire général.

ORGANIGRAMME



4 La structure définitive d'EUTELSAT

L'Organisation définitive aura une structure proche de celle de la période intérimaire.

- Une Assemblée des Parties dans laquelle siègeront les représentants des Etats membres. l'Assemblée des Parties exprime ses vues ou adopte des recommandations à l'intention du Conseil des Signataires, notamment la politique et les objectifs à long terme de l'Organisation.

- Un Conseil des Signataires réunissant les représentants des administations exploitants du système à satellite. Le Conseil a pour tâche principale la conception, l'acquisition, la mise en place, l'exploitation et l'entretien du secteur spatial. Il approuve les budgets et les comptes, les redevances d'utilisation du secteur spatial etc.

- Un exécutif, avec à sa tête un Directeur général nommé par le Conseil des Signataires. Son mandat est de six ans, renouvelable.

IV LA MISSION D'EUTELSAT

La principale mission de l'Organisation est de concevoir, développer, construire, mettre en place, exploiter et entretenir le secteur spatial du (ou des) système(s) de télécommunications européens à satellite.

Le secteur spatial d'EUTELSAT est destiné principalement aux services publics internationaux de télécommunications en Europe. Néanmoins la Convention stipule qu'il peut le cas échéant être utilisé pour des services de télécommunications correspondant aux besoins nationaux des membres de l'Organisation.

V FONCTIONNEMENT DE L'ORGANISATION

EUTELSAT est propriétaire (ou locataire) du secteur spatial qu'elle utilise. Ses ressources financières sont assurées par les contributions des membres de l'Organisation et les revenus de l'exploitation du secteur spatial.

1 - Les contributions des membres

Chaque signataire de l'Accord additionnel (ou de l'Accord d'exploitation dans le régime définitif) contribue aux besoins en capital au prorata de sa part d'investissement, laquelle est déterminée sur la base de l'utilisation par le signataire du secteur spatial d'EUTELSAT. Ces parts seront réajustées chaque année. Toutefois, au cours de la période provisoire et pendant les quatre premières années suivant la mise en service du premier satellite, les quotes parts d'investissement sont déterminées par le Conseil.

2 Les revenus d'exploitation

Les utilisateurs du secteur spatial d'EUTELSAT versent des redevances d'utilisation qui permettent de couvrir les dépenses d'administration, d'exploitation et d'entretien de l'organisation, de constituer un fond de roulement et d'amortir et de rémunérer le capital des signataires.

VI LES SERVICES ACHEMINES PAR LE SYSTEME EUTELSAT

EUTELSAT met de la capacité de secteur spatial à la disposition de ses Administrations membres pour les services suivants :

- Télécommunications publiques internationales du réseau téléphonique commuté (téléphone, télex, données à faible débit)
- Transmission de programmes de télévision
- Télécommunications d'affaires (vidéotex, vidéoconférence, transmission de données à haut débit, interconnexion d'ordinateurs etc.).

1 Réseau téléphonique

Dans chacun des pays membres, un centre de transit international du réseau public commuté sera relié à une station terrienne du réseau EUTELSAT pour permettre l'acheminement par la voie spatiale d'une partie du trafic téléphonique international intra-européen.

L'acheminement des circuits téléphoniques par satellite fera entièrement appel aux techniques numériques : modulation par impulsions et codage (MIC) des voies téléphoniques, multiplexage dans le temps et modulation de porteuse par déplacement de phase (4 états de phase avec codage direct et démodulation cohérente). Le débit sera de 120 Mbit/s.

L'accès multiple aux répéteurs du satellite sera réalisé en AMRT (accès multiple à répartition dans le temps), procédé selon lequel chaque station terrienne émet à tour de rôle dans un répéteur du satellite et pendant une fraction de seconde, en utilisant la totalité de la largeur de la bande du répéteur.

Les techniques numériques utilisées permettront, entre autres, la mise en oeuvre d'un procédé de concentration des conversations téléphoniques par lequel on tirera profit de silences survenant au cours des échanges téléphoniques, pour acheminer simultanément plusieurs communications.

Ainsi, en affectant 6 répéteurs du satellite au trafic téléphonique, c'est un total de 10 500 circuits de téléphone qui pourront être simultanément établis via EUTELSAT I - F2.

2 Télévision

. Eurovision

Aux termes d'un contrat conclu avec l'Union européenne de radiodiffusion (UER), deux répéteurs du satellite EUTELSAT I-F2 seront loués à cette dernière, à plein temps et sur une base exclusive. Ils permettront la transmission de programmes de télévision de haute qualité entre organismes de radiodiffusion membres de l'UER, et ce, dans le cadre de l'Eurovision.

Dans un premier temps, la transmission des signaux de télévision utilisera les techniques analogiques classiques (modulation de fréquence). Les techniques numériques seront introduites ultérieurement. Seul le son associé à l'image sera acheminé par satellite, les commentaires en plusieurs langues accompagnant les programmes de l'Eurovision restant acheminés par la voie terrestre.

. Distribution de programmes de télévision à des réseaux câblés.

EUTELSAT loue à certains Signataires de la capacité de secteur spatial pour la transmission de programmes de télévision destinés à être reçus par des réseaux câblés. C'est d'ailleurs principalement pour ce service qu'est exploité à l'heure actuelle le satellite EUTELSAT I-F1. Depuis plusieurs mois déjà, les programmes de télévision Skychannel, TV5, PKS ou Paysat sont retransmis au moyen de ce satellite.

La location de capacité de secteur spatial peut être envisagée pour des utilisations nationales ou internationales, à plein temps ou à temps partiel, par répéteur entier ou fraction de répéteur.

En outre, un répéteur du satellite est à disposition des Signataires pour des transmissions de télévision occasionnelles ou pour des expériences promotionnelles selon des modalités variables : utilisation à temps partiel sur une base régulière, par abonnement ou utilisation pour une transmission particulière unique.

3 Télécommunications d'affaires

Avec la mise en service du satellite EUTELSAT I-F2, les Signataires d' EUTELSAT pourront offrir une gamme étendue de services internationaux de télécommunications d'affaires au moyen de circuits numériques par satellite pouvant être établis entre des stations terriennes relativement simples (antenne de 3,5 m ou 5 m de diamètre) situées près des usagers, ou même dans certains cas, chez l'usager.

Le système mis en place à cette fin, appelé "système multiservice par satellite" (SMS) permettra d'effectuer des transmissions de données à des débits allant de 2400 bit/s à 2 Mbit/s, unilatérales ou bilatérales, point à point ou multidestination, pour des services tels que la téléconférence, l'interconnexion d'ordinateurs, le fac-simile rapide, l'impression de journaux à distance, etc.

Les caractéristiques techniques principales de ce système seront les suivantes :

- chaque voie de transmission de données sera acheminée au moyen d'une porteuse individuelle, les diverses porteuses étant transmises à différentes fréquences (AMRF, accès multiple par répartition en fréquence) ;
- modulation de porteuse par déplacement de phase à 4 états de phase, avec codage direct et démodulation cohérente ; codage correcteur d'erreurs (code convolutionnel 2 pour 1) ; possibilité de chiffrement des données sur la liaison satellite.

Aux termes d'un Arrangement conclu avec l'Administration française des P.T.T., une partie de la capacité de transmission du système AMRT de TELECOM 1 (14/12 GHz) sera à disposition d'EUTELSAT, permettant ainsi aux Signataires dont les pays sont couverts par ce sytème d'offrir des services similaires ainsi que certains services additionnels (service de transmission de données avec commuation de circuits).

VII LE SECTEUR SPATIAL D'EUTELSAT

Les satellites EUTELSAT I-F1 et EUTELSAT I-F2 constituent les deux premiers satellites du secteur spatial d'EUTELSAT lequel est complété par une partie de la capacité du satellite français TELECOM 1. Le premier a été placé à la longitude 13° E sur l'orbite des satellites géostationnaires en octobre 1983 à l'issu d'une série d'essais réalisés à 10° E entre juillet et octobre 1983 pour en vérifier le bon fonctionnement.

Le satellite EUTELSAT I-F2 sera également placé d'abord à 10° E pour les essais initiaux, puis sera déplacé à la longitude 7° E où il sera mis en service.

Le satellite TELECOM 1 sera lancé en même temps que EUTELSAT I-F2 et sera placé à 8° Ouest. Trois autres satellites ECS sont en construction et seront mis en orbite d'ici à 1988. Ces satellites sont issus du programme ECS (European Communication Satellite) de l'Agence Spatiale européenne, celle-ci devant, aux termes d'un Arrangement conclu avec EUTELSAT Intérimaire, fournir à cette dernière, des satellites en orbite et en état de fonctionnement. Ces derniers devenant la propriété d'EUTELSAT Intérimaire à l'issue des essais de vérification en orbite.

Les satellites ECS sont construits par un consortium groupant des industries de plusieurs pays européens. Leurs caractéristiques principales sont données au tableau de la page 12. Les zones de couverture des faisceaux d'antenne à la réception et à l'émission sont données en annexe. Contrairement au satellite EUTELSAT I-F2, ainsi qu'aux modèles qui seront lancés ultérieurement, le satellite EUTELSAT I-F1, lancé en juin 1983, ne comporte pas d'antenne "SMS" (antenne fournissant les faisceaux dits "faisceaux SMS", de réception et d'émission).

VIII INSTALLATION AU SOL

Les installations au sol associées aux satellites EUTELSAT comprennent :

a) les installations de télécommande, télémétrie et localisation des satellites (TTC), de l'Agence Spatiale Européenne.
b) les différentes stations terriennes de télécommunication, (constituant le secteur terrien du système EUTELSAT), des Administrations des PTT.
c) les installations nécessaires au contrôle et à la surveillance de l'exploitation du système, qui appartiennent à EUTELSAT.

Les installations de poursuite, télémètrie et de contrôle de l'Agence spatiale européenne, comprennent la station de l'ESOC , près de Darmstadt, pour la mise à poste des satellites, et la station ESA de Redu (Belgique) pour leur maintien à poste.

Le secteur terrien EUTELSAT comprendra les installations propriété des Administrations des PTT, à savoir :

- une vingtaine de stations terriennes pour le téléphone en AMRT et les transmissions télévisuelles de l'EUROVISION. Ces stations terriennes auront une antenne de 14 à 18 m de diamètre et seront équipées par l'AMRT à 120 Mbit/s ;
- quelques stations terriennes exploitées dans le cadre des tranmissions EUROVISION uniquement, notamment dans certains pays d'Afrique du Nord et du Moyen-Orient. Les stations seront équipées d'une antenne de 8 à 10 m de diamètre et d'un équipement classique pour la transmission de télévision en MF ;
- un réseau plus important de stations terriennes, dotées de petites antennes, pour les télécommunications d'affaires (SMS) : deux types d'installations coexisteront, nécessitant respectivement un diamètre d'antenne de l'ordre de 5 m (Classe 1) ou de l'ordre de 3,5 m (Classe 2).

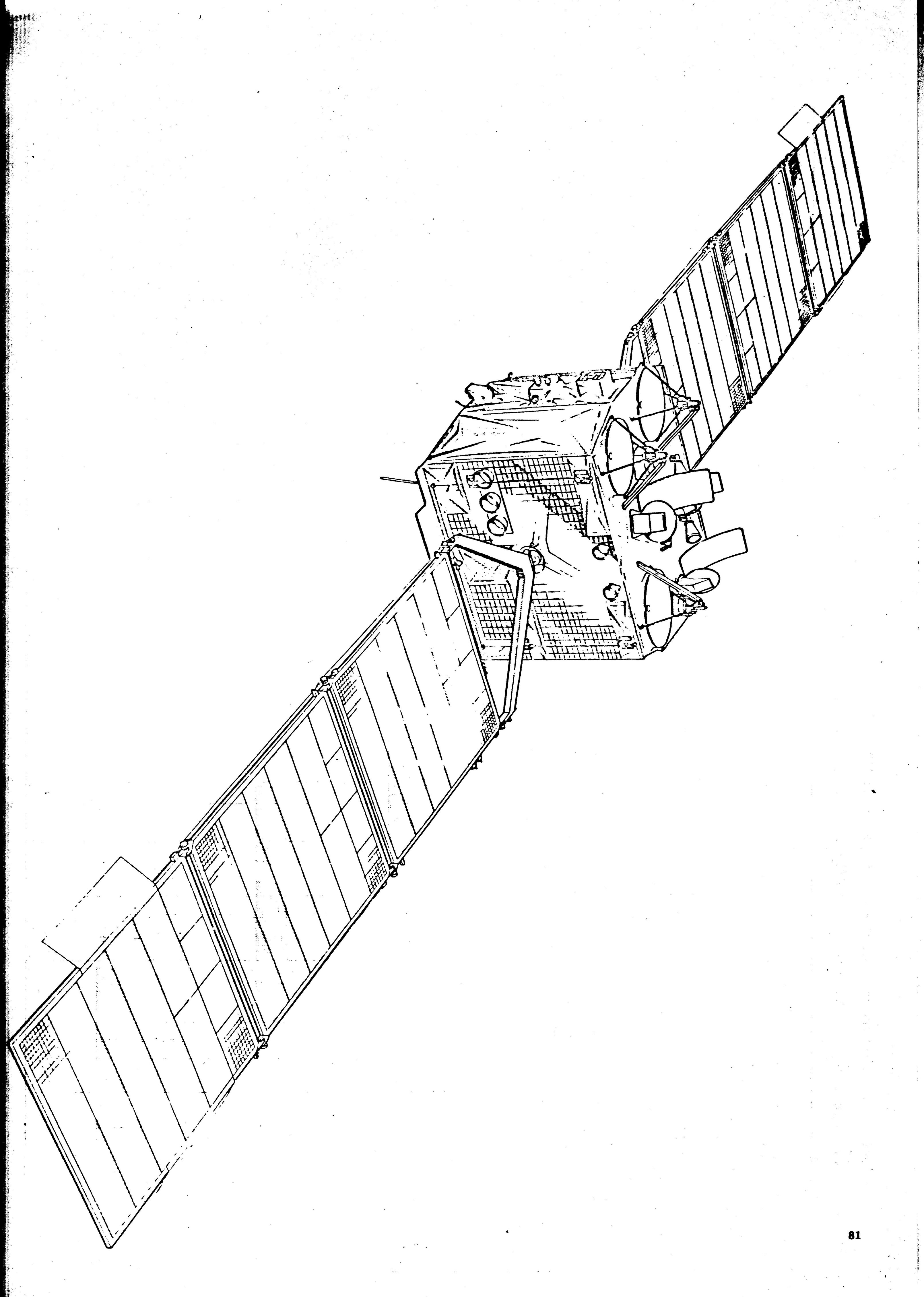
Les installations de contrôle et de surveillance d'EUTELSAT comprendront :

- deux stations de référence et de surveillance du système AMRT à 120 Mbit/s (téléphonie), fournissant notamment la référence pour la synchronisation de l'accès au satellite en AMRT ;

- une station de surveillance du satellite, notamment pour les répéteurs de télévision UER (surveillance du spectre et des interférences) ;

- une station de surveillance SMS.

Toutes ces stations transmettent en permanence leurs données au Centre de contrôle situé à Paris.



Zone de couverture du faisceau SMS de EUTELSAT I-F2 (7° Est)

Coverage zone of SMS beam of EUTELSAT I-F2 (7° East)

Zone de couverture des faisceaux Européens, Atlantique, Ouest et Est (EUTELSAT I-F2 7° Est)

Coverage zone of European, Atlantic, West and East beams, (EUTELSAT I-F2 7°East)

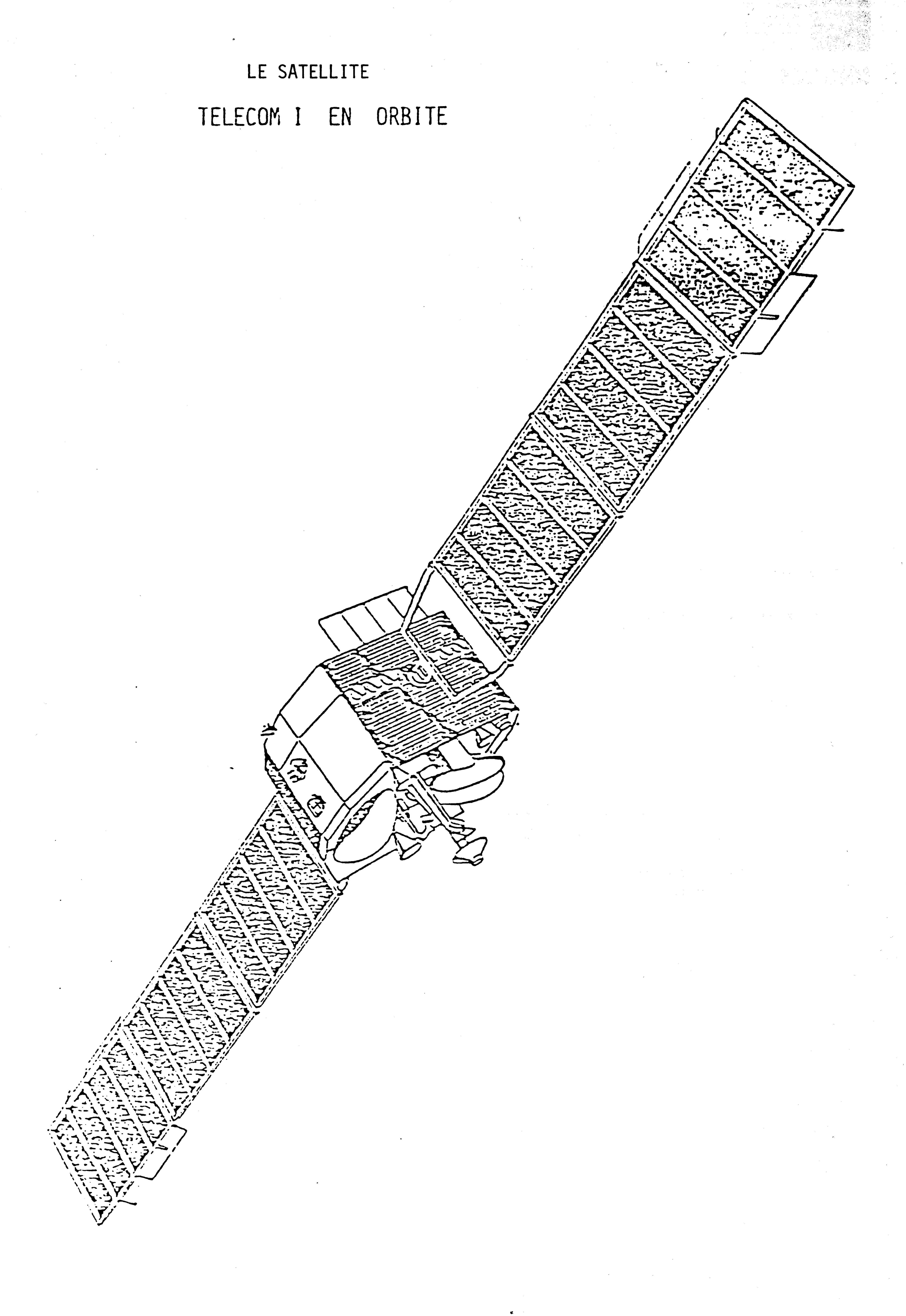


CHAPITRE VI

TELECOM 1

LE SATELLITE

TELECOM I EN ORBITE



LES PTT ET L'ESPACE

Il y a plus d'un quart de siècle que les PTT contribuent au développement d'une industrie spatiale nationale.

Le Centre National d'Etudes des Télécommunications (C.N.E.T.) a activement participé au programme des premières fusées françaises civiles à carburant liquide et solide dès 1958, et a réalisé les premières liaisons expérimentales par satellite à l'aide d'Echo 1 en 1959 et Telstar 1 en 1962. Après la création du CNES, le CNET deviendra un protagoniste de poids dans la recherche spatiale, réalisant notamment le premier satellite scientifique français FR 1 qui sera lancé par une fusée américaine en 1965.

La Direction Générale des Télécommunications (D.G.T.), outre les responsabilités directes qu'elle a assumées à partir de 1964 dans les programmes nationaux, européens et internationaux de satellites de télécommunications, a contribué au financement du programme de développement du lanceur Ariane à partir de 1974, ainsi que du projet de satellite de diffusion directe TDF 1.

LES TELECOMMUNICATIONS SPATIALES

Jusqu'à la fin du XVIIIè siècle aucun évènement fondamental ne s'est produit dans le domaine des communications depuis l'invention de la typographie par Gutenberg. L'apparition du télégraphe au 19ème siècle va marquer le début d'une ère nouvelle caractérisée par l'abolition progressive des distances.

La coopération internationale débute en 1849 par la signature d'un traité entre la Prusse et l'Autriche ayant pour objet de connecter les réseaux télégraphiques de ces deux états.

En 1850, on assiste aux premiers essais de pose des câbles télégraphiques sous-marins entre la France et le Royaume-Uni.

Puis, les liaisons transatlantiques sont assurées par la "télégraphie sans fil" dès 1901, grâce aux basses fréquences, et à partir de 1926 par des radio communications en ondes courtes.

Ce n'est qu'avec l'apparition des câbles sous-marins à amplificateur immergés en 1951, puis des télécommunications par satellites que de nouveaux et puissants moyens de communications à très grande distance viendront relayer les "ondes courtes" pour la transmission des communications intercontinentales, notamment téléphoniques.

L'idée d'utiliser des satellites, en particulier géostationnaires, pour les télécommunications, avait été imaginée bien avant le lancement en 1957 du premier satellite artificiel de la Terre (Spoutnik 1). Mais, c'est en 1962 dans la nuit du 10 au 11 Juillet, lorsque pour la première fois au monde des images de télévision franchirent en direct l'Atlantique (via Telstar 1) entre Andover et Pleumeur Bodou que l'âge des télécommunications par satellite a réellement commencé.

La création d'INTELSAT, le 20 Août 1964, (Organisme international regroupant à l'origine onze pays) suivie du lancement du "Early Bird" (Avril 1965) premier satellite de l'organisation, ouvrait réellement l'ère des télécommunications commerciales par satellite.

Depuis, les télécommunications par satellite n'ont cessé de se développer. L'évolution rapide de la technologie, (en 15 ans la capacité des satellites a été multipliée par 50) la diminution des coûts de location des circuits (divisé par 7) a provoqué une forte croissance des besoins.

Parallèlement au développement des télécommunications internationales sous l'égide d'Intelsat (regroupant aujourd'hui 160 pays membres) se multiplient les systèmes à usages continentaux et nationaux.

- Dès 1967, la France et l'Allemagne décident le programme franco-allemand Symphonie dont l'objectif était le développement d'une compétence industrielle européenne dans le domaine des satellites de communication.

- L'aboutissement naturel de cet effort a permis de préparer l'établissement d'un système européen commercial de communication spatiale, ECS, réalisé par l'Agence Spatiale Européenne et exploité par l'organisation européenne Eutelsat, dont les membres sont les administrations des PTT de l'Europe occidentale.

Le programme national Télécom 1 qui vient, avec le lancement du premier modèle de vol, d'entrer dans sa phase concrète d'exploitation, est le fruit de la compétence, de l'efficacité et des efforts conjugués de la recherche et de l'Industrie française pendant de nombreuses années.

Il s'inscrit dans une action plus générale menée à l'initiative de l'administration française en coopération bilatérale ou multilatérale avec nos partenaires européens.

LE PROGRAMME TELECOM 1

En Février 1979, le gouvernement français a décidé de mettre en place un système national de télécommunications par Satellite : "TELECOM 1".

Les objectifs de ce programme sont :

- fournir aux entreprises en France ou en Europe, un service de télécommunications numériques adapté à leur besoin, dans une large gamme de débits
- servir de support au développement de la vidéotransmission
- desservir les départements français d'outre-mer en téléphone et leur acheminer des programmes de télévision
- doter le Ministère de la Défense de moyens de transmissions fiables et protégés.

Ce programme est financé par la Direction Générale des Télécommunications (DGT).

Dans le cadre des relations entre le CNES et la DGT, la définition de la mission de télécommunications, l'analyse du trafic et l'intégration du système dans le réseau de télécommunications sont de la responsabilité de la DGT. La responsabilité de la conception et de la réalisation du secteur spatial est confiée à un comité de programme constitué paritairement par la DGT et le CNES, la gestion du projet étant confiée à une équipe de projet dirigée par un chef de projet nommé par le CNES avec l'accord de la DGT. Cette équipe de projet comprend plusieurs sous-groupes dont l'un a la responsabilité de la charge utile de télécommunications et est dirigé par un représentant de la DGT. Le chef de projet rend compte au comité de programme.

La DGT est entièrement responsable de la définition, de la réalisation et de la mise en oeuvre du secteur terrien qui sera constitué de 7 grandes antennes (1 de 32 m et 6 de 11 m de diamètre) pour les liaisons avec les D.O.M., d'antennes de 3,5 m pour la mission télécommunications d'entreprises, et d'antennes d'environ 2 m pour la mission de vidéotransmission.

Le Ministère de la Défense est responsable du secteur terrien 7/8 GHz et de la définition des équipements embarqués correspondants.

Le CNES et la DGT (Direction des Télécommunications des Réseaux Extérieurs : DTRE) sont responsables de la mise et du maintien à poste des satellites. Le CNES assure, sur crédits de la DGT, l'achat et la mise en œuvre des lanceurs Ariane nécessaires.

LE SYSTEME TELECOM 1

A) SECTEUR SPATIAL

I - COMPOSANTES DU SEGMENT SPATIAL

Le segment spatial du système de télécommunications par satellite Télécom 1 se compose de :

- trois satellites, dont deux seront utilisés simultanément sur orbite et un gardé en réserve au sol ;
- des moyens de lancement avec le lanceur ARIANE III ;
- des moyens de mise et de maintien à poste du satellite sur l'orbite des satellites géostationnaires.

II - LE SATELLITE TELECOM 1

II.1. Généralités

Le satellite Télécom 1 constitue un des éléments d'un nouveau système de télécommunications qui doit assurer trois missions :

- **Une mission à 14/12 GHz***, comprenant 6 canaux qui seront utilisés pour assurer d'une part un service de transmissions numériques entreprises pour la France métropolitaine et une partie de l'Europe ; d'autre part promouvoir la vidéotransmission.

- **Une mission à 6/4 GHz,** c'est une mission classique de télécommunications, comprenant quatre canaux qui seront utilisés pour assurer des liaisons de téléphonie et de télévision entre la France métropolitaine et les D.O.M. (Martinique, Guadeloupe, Guyane, Réunion ainsi que St Pierre et Miquelon et Mayotte).

- **Une mission à 8/7 GHz,** comprenant deux canaux qui seront utilisés pour assurer des liaisons pour le Ministère de la Défense. Ce programme, dénommé Syracuse, fournit des liaisons entre les stations fixes, des stations mobiles et des stations navales.

Pour assurer ces missions, les satellites Télécom 1 seront placés sur **l'orbite des satellites géostationnaires à 8 et 5° Ouest de Greenwich.** Chaque satellite a été conçu pour pouvoir fonctionner sur orbite durant **sept ans.**

Ces missions nécessitent l'emport sur le satellite d'un ensemble d'antennes et de répéteurs de télécommunications correspondant à une masse de 149 kg et à une consommation électrique de 730 watts. Ces équipements constituent **la charge utile de télécommunications.**

Les antennes implantées à bord du satellite visent les zones terrestres où doivent être assurées les missions. Les zones à couvrir, en particulier la France métropolitaine et la zone Antille-Guyane, imposent que le pointage des antennes sur la Terre soit assuré avec précision. Les axes radioélectriques des antennes devant rester à mieux que 0,16° de leur position nominale et **le contrôle de l'attitude** du satellite respecte cette exigence.

* 1 GHz = unité de fréquence qui correspond à un milliard de Hertz.

Pour pouvoir disposer de la puissance électrique nécessaire au fonctionnement de la charge utile de télécommunications ainsi que de tous les équipements de servitudes associés, le satellite dispose de **deux panneaux solaires** asservis sur le soleil et délivrant au satellite 1,1 kw de puissance au terme de la septième année.

Ce générateur solaire, de 16 m d'envergure et de 52 kg de masse, permet aussi de charger des **batteries Nickel-Cadmium** (66 kg de masse), nécessaires au fonctionnement du satellite quand, en période d'équinoxe, le soleil normalement vu par le satellite est éclipsé par la terre.

Pour assurer **le maintien en attitude** du satellite, c'est-à-dire son pointage correct sur les zones terrestres à couvrir, le satellite comprend un senseur "terrestre" infrarouge, une électronique de pilotage et un ensemble de deux fois huit tuyères (redondance) associées à quatre réservoirs d'hydrazine.

Le contrôle de l'orbite du satellite est tel qu'il est maintenu sur l'orbite géostationnaire à une longitude très précise (8° ouest ± 0,06° pour Télécom 1A). Par ailleurs, le couple lune-soleil a tendance à modifier l'inclinaison de l'orbite géostationnaire du satellite par rapport au plan équatorial terrestre ; dans le cas de Télécom 1 cette inclinaison doit être inférieure à 0,05°. Ces valeurs de ± 0,06° en longitude et 0,05° en inclinaison caractérisent la **fenêtre de maintien à poste** du satellite.

Les contrôles de l'attitude et de l'orbite du satellite nécessitent l'emport de 140 kg d'hydrazine.

Télécom 1 a été conçu pour être lancé en **lancement double** par ARIANE III. Son volume est compatible avec le SYLDA (Système de Lancement Double Ariane) ; le corps du satellite a 1,43 m de haut suivant l'axe Z (axe longitudinal du lanceur) et sa section est de 1,93 m suivant X et 1,44 m suivant Y (axes transverses).

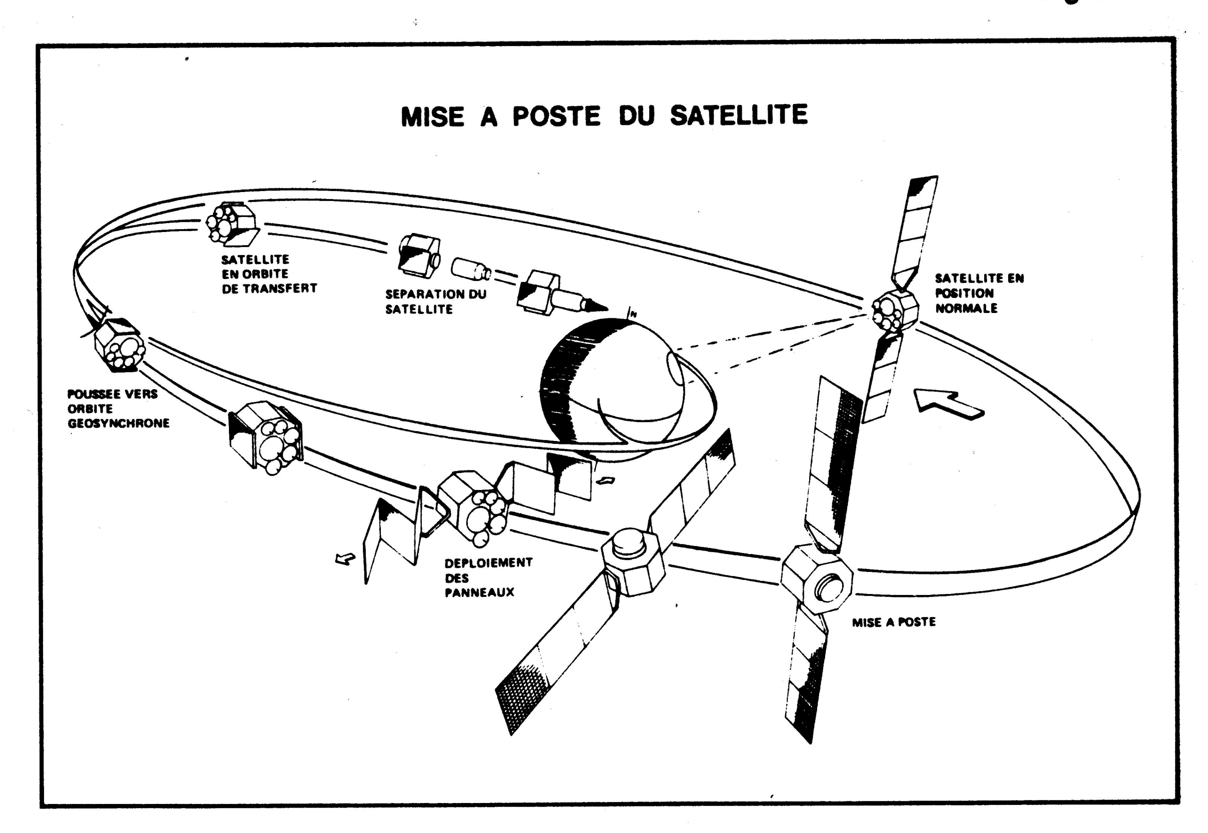
La hauteur totale du satellite, depuis l'extrémité de la tuyère du moteur d'apogée jusqu'au sommet de l'antenne 2 GHz, est de 3,01 m. En configuration orbitale avec le générateur solaire déployé, son envergure est de 16 mètres.

La masse du satellite au lancement, depuis Kourou, est de 1185 kg. ARIANE III injecte le satellite sur une orbite de transfert elliptique, dont l'altitude du périgée est de 200 km, l'altitude de l'apogée étant celle de l'orbite géostationnaire, c'est-à-dire 36 000 km, et l'inclinaison de 7° par rapport au plan équatorial terrestre.

Pour circulariser l'orbite précédente à 36 000 km d'altitude et placer l'orbite finale dans le plan équatorial terrestre, le satellite dispose d'un **"moteur d'apogée"** de 483 kg de poudre. La mise à feu de ce moteur aura lieu à l'apogée de la quatrième orbite de transfert, c'est-à-dire 37 heures environ après le lancement.

Toutes les opérations à effectuer pour amener le satellite, depuis l'injection par ARIANE en orbite de transfert jusqu'à sa position définitive sur l'orbite géostationnaire, constituent **la mise à poste du satellite.** Ce sont des opérations complexes qui correspondent principalement à la circularisation de l'orbite de transfert, au déploiement du générateur solaire, à l'acquisition et au pointage du satellite vers la terre. La masse du satellite en début de vie est de 690 kg.

Une fois ces opérations effectuées et le satellite recetté sur orbite, il pourra assurer sa **vie opérationnelle durant sept ans.** Cette dernière exigence a conduit à réaliser un satellite très **fiable,** tant au niveau des composants que des équipements qui sont tous en configuration redondante.



II.2. Le satellite

Le satellite Télécom 1 a une architecture modulaire. On distingue 2 parties :

- le module de télécommunications, qui regroupe les charges utiles : répéteurs et antennes,
- le module de service, qui regroupe à travers plusieurs sous-systèmes tous les équipements nécessaires au fonctionnement du satellite.

II.2.1. Module de Télécommunication

- Charge utile 14/12 GHz

La mission correspondante est assurée par 6 répéteurs.

La réception des six canaux est assurée par une antenne dont le réflecteur à découpe elliptique permet d'assurer les couvertures précédentes. Après filtrage (250 MHz * de bande utilisée), le signal reçu est amplifié par un amplificateur paramétrique, puis transposé de 14 à 12 GHz. Un démultiplexeur permet de séparer les canaux pairs et impairs.

Les amplificateurs de sorties sont des tubes à ondes progressives délivrant une puissance de 20 W. Ils sont précédés d'amplificateurs pilotes à transistors à effet de champ de façon à assurer le gain de la chaîne de transmission. Deux multiplexeurs de sortie, l'un pour les canaux pairs, l'autre pour les canaux impairs, regroupent les canaux pour les envoyer à deux antennes d'émission. Ces dernières sont de même type (source éclairant un réflecteur en off-set) et l'une d'elles assure des fonctions émission et réception.

La couverture en émission et réception satellite a pour dimensions angulaires 2,6° x 1,5° (fig. 1).

* 1 MHz = unité de fréquence qui correspond à un million de Hertz.

- **Charge utile 6/4 GHz**

La mission correspondante est assurée par 4 répéteurs.

Les quatre répéteurs sont utilisés pour assurer des liaisons Métropole-D.O.M. et entre ces D.O.M. (fig. 2).

La réception satellite est assurée par un cornet, qui permet une réception globale de la zone terrestre vue du satellite. Après filtrage, les signaux sont amplifiés par un récepteur à transistors à effet de champ et transposés dans la bande d'émission après un seul changement de fréquence.

Après amplification à 4 GHz, les quatre canaux sont filtrés par le démultiplexeur d'entrée. Les amplificateurs de puissance sont constitués de tubes à ondes progressives de 8,5 W. Un multiplexeur de sortie regroupe les canaux F1, F3 et F4 pour émission par l'antenne semi-globale. L'utilisation de multi-sources a permis de former au mieux le diagramme de rayonnement demandé pour la couverture semi-globale. (voir fig. 2). Après filtrage, le canal F2 alimente une source qui éclaire un réflecteur à 12 GHz assurant ainsi la couverture par pinceau fin des Antilles et de la Guyane. (voir fig. 2).

- **Charge utile 8/7 GHz**

La mission correspondante est assurée par deux répéteurs dans une bande de 125 MHz.

La réception et l'émission satellite couvrent toutes deux la totalité de la surface terrestre vue du satellite. Les amplificateurs de puissance sont des tubes à ondes progressives de 20 watts.

II.2.2. <u>Module de service</u>

Ce module assure, à travers différents sous-systèmes, toutes les fonctions nécessaires à la mission du satellite et au bon fonctionnement du module charge utile.

- **Sous-système Structure**

La structure de type modulaire est dérivée de celle du satellite européen E.C.S. Dans un souci d'allègement, les éléments soumis à des contraintes mécaniques importantes font appel à des matériaux modernes tels que le titane, le kevlar, la fibre de carbone,...

- **Sous-système Thermique**

Il a pour objectif de maintenir la température des équipements standard à l'intérieur d'une plage de 0 à 50°. Ce contrôle est essentiellement passif.

Les équipements fortement dissipatifs, comme par exemple les émetteurs de la charge utile, sont fixés sur les faces Nord et Sud du satellite qui sont les moins exposées au soleil. Elles sont recouvertes d'O.S.R. (Optical Sun Reflector) qui jouent le rôle de surfaces radiatives. Les faces Est-Ouest sont recouvertes d'isolations multi-couches en MYLAR.

- Sous-système Alimentation Electrique

La puissance consommée par le satellite est respectivement de 1012 W en jour et 850 W en éclipse.

Les équipements du satellite fonctionnent dans une plage de tension de 30 à 42,5 volts. En période de jour, la source d'énergie est constituée par le générateur solaire équipé de 15 816 cellules du type B.S.R. (Back Surface Reflecting). En période d'éclipse, la source d'énergie est constituée par deux batteries Ni-Cd de 28 Ah.

- Sous-système Contrôle d'Attitude et d'Orbite

Durant la phase de transfert, le satellite est stabilisé par rotation autour de son axe de plus grande inertie (axe Z). La mesure d'attitude est faite au moyen d'un senseur d'élévation solaire et terrestre. Les informations de ce senseur sont traitées au sol pour reconstituer l'attitude du satellite. Sur ordre de télécommande, les propulseurs à hydrazine sont mis en route en mode pulsé pour obtenir le basculement du satellite et l'alignement du vecteur poussée du moteur d'apogée dans la direction souhaitée.

Après la mise à feu du moteur d'apogée, une série de manœuvres est commandée du sol pour réaliser l'acquisition d'attitude en configuration opérationnelle, soit successivement :

. acquisition du soleil,
. déploiement du générateur solaire,
. acquisition terre et passage en configuration opérationnelle.

Durant ce dernier mode, le satellite est contrôlé en attitude, il est stabilisé suivant ses trois axes et reste pointé sur la terre. Au cours de ce mode, on peut distinguer un pilotage en roulis-lacet assuré par des propulseurs de 0,5 Newton de poussée et un pilotage en tangage assuré par une roue cinétique. Les deux chaines de pilotage correspondantes utilisent un senseur terrestre infrarouge comme élément de détection de dépointage en tangage et roulis.

Les propulseurs sont alimentés à partir de quatre réservoirs contenant de l'hydrazine sous pression (22 bars).

- Sous-système Télémesure-Télécommande

Ce sous-système permet l'échange d'informations entre le satellite et le sol.

Une fois le satellite à poste, cet échange s'effectue à 6/4 GHz et concerne environ 550 paramètres satellite télémesurés et 450 télécommandes.

En orbite de transfert, les liaisons satellite-sol sont réalisées à 2 GHz, fréquence compatible avec le réseau CNES de mise à poste des satellites.

- Sous-système Moteur d'Apogée

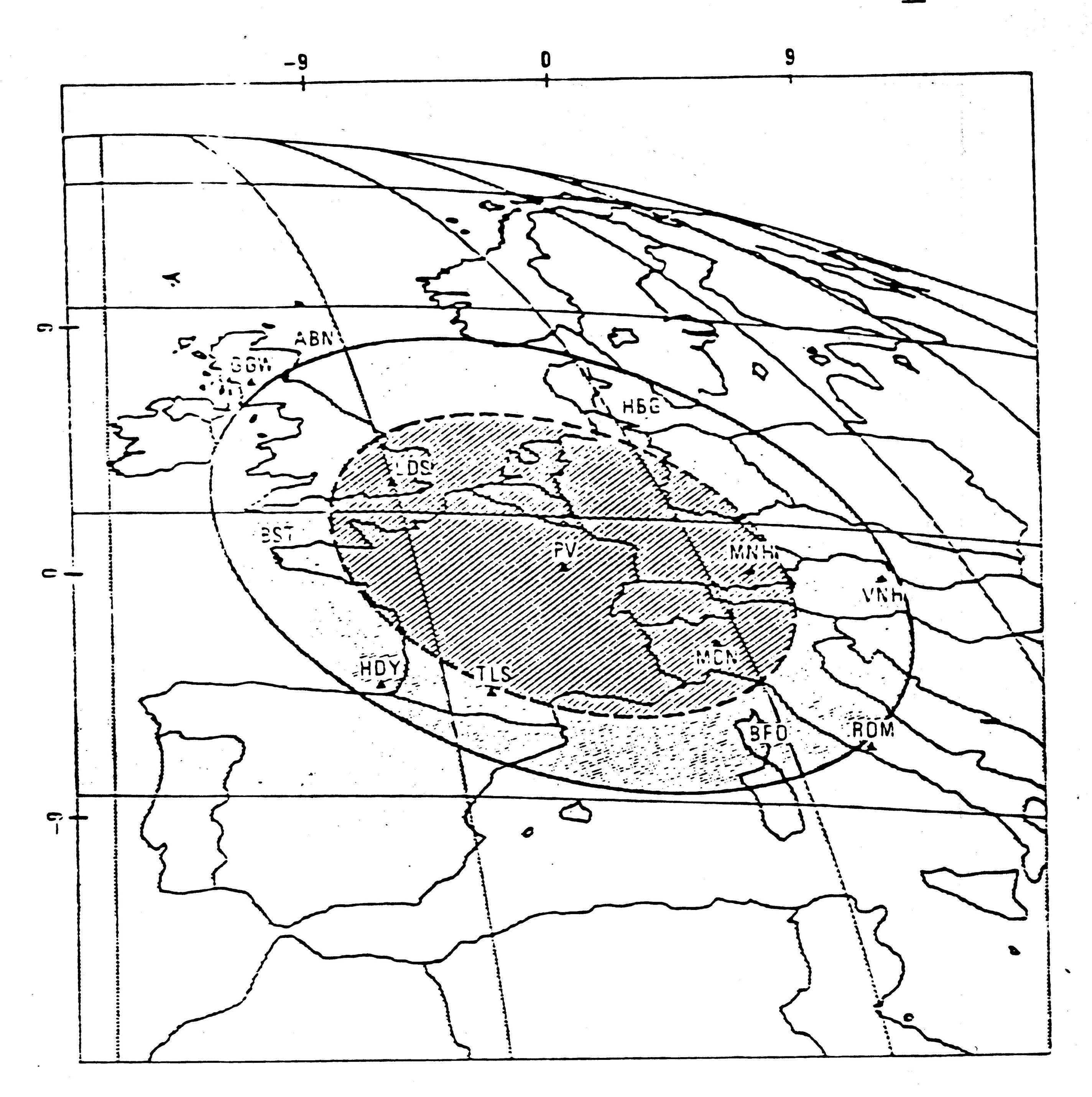
Son rôle a été défini précédemment. Il utilise le moteur MAGE 2, qui a déjà permis la mise à poste du satellite européen E.C.S.

III - LES OPERATIONS DE CONTROLE DES SATELLITES TELECOM 1

Une fois mis en place sur l'orbite géostationnaire nominale, le contrôle des satellites Télécom 1 est effectué depuis un centre de contrôle situé **au Centre Spatial de Toulouse.**

Le contact avec les satellites (réception télémesure et émission des signaux télécommande) est assuré grâce à des antennes situées en France métropolitaine et mises en oeuvre par la D.T.R.E. Trois antennes sont utilisées pour contrôler les deux satellites :

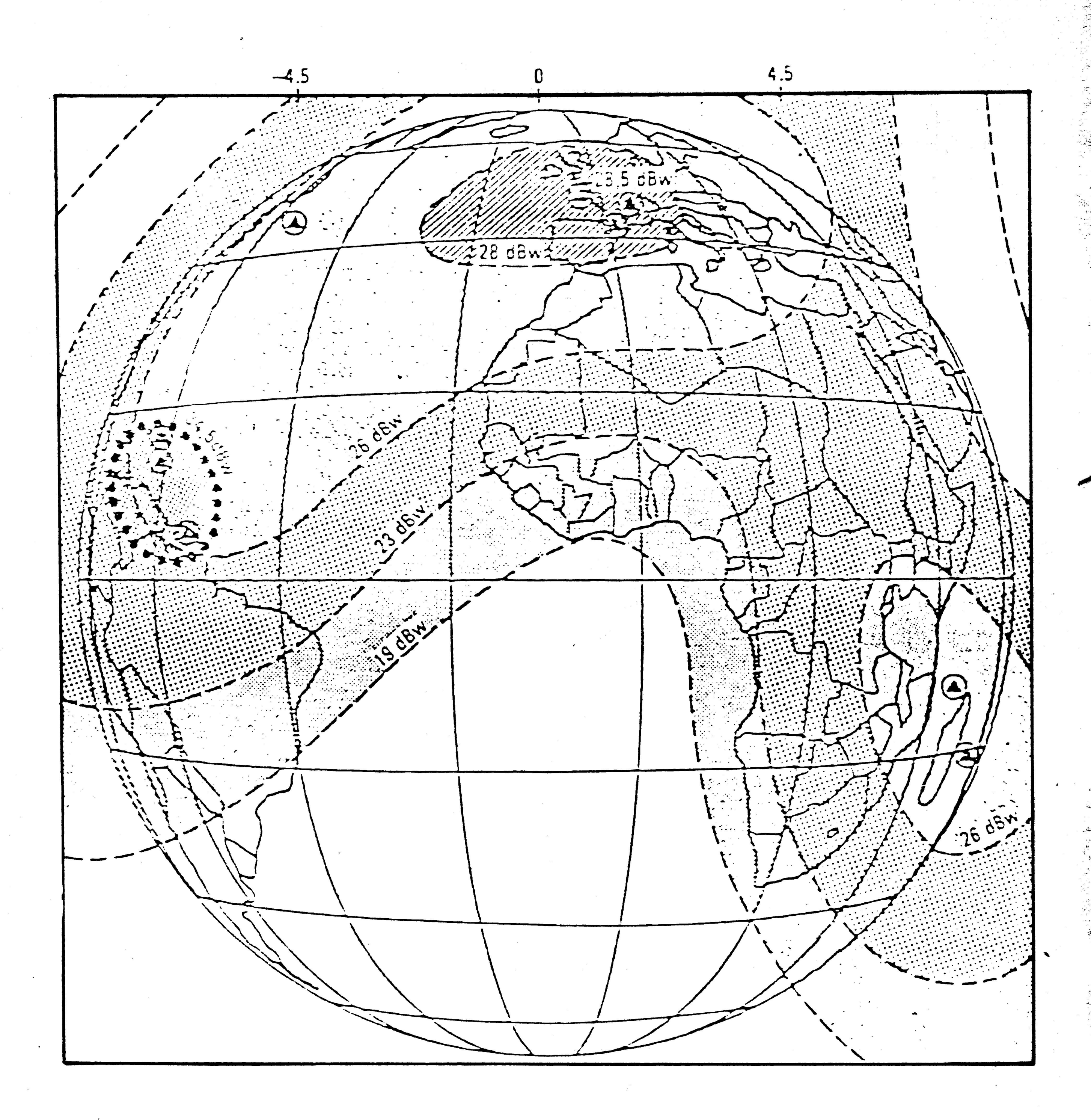
- l'une à Bercenay en Othe (Aube)
- les deux autres à Aussaguel-Yssus (Haute-Garonne près de Toulouse) (Cf. shéma n° 3).



——— Zone de couverture de la mission entreprise (12/14 GHz)

Dans cette zone, la puissance reçue garantie permet d'utiliser des antennes de 3,50 m de diamètre.

Figure 1



- - - - - - Couverture semi-globale

• • • • • • • • Couverture de l'antenne Antilles/Guyane

Zone de couverture pour la mission de Télécommunications Métropole, Départements d'Outre Mer (4/6 GHz)

Figure 2

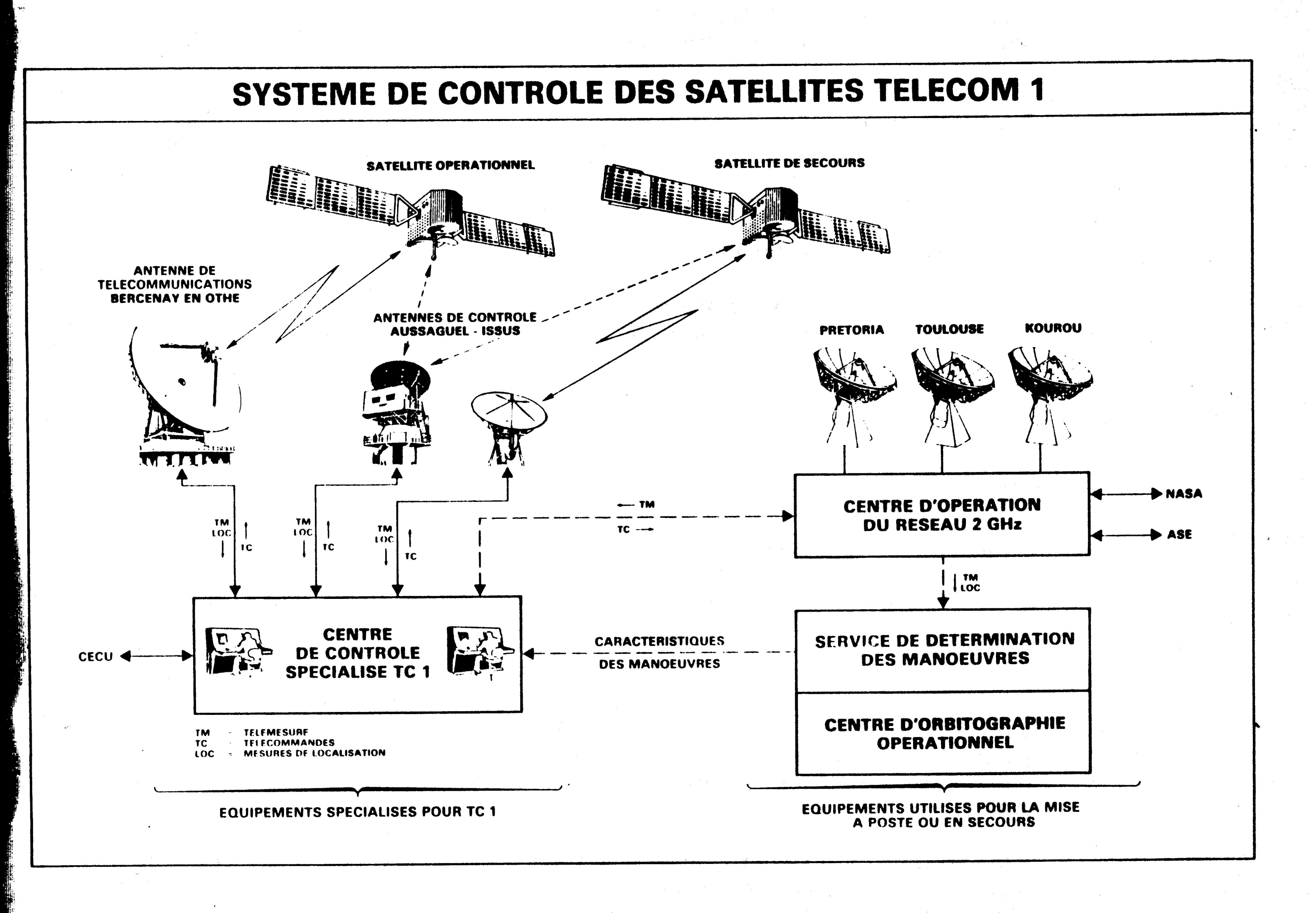

SYSTEME DE CONTROLE DES SATELLITES TELECOM 1
SATELLITE OPERATIONNEL
SATELLITE DE SECOURS
ANTENNE DE TELECOMMUNICATIONS BERCENAY EN OTHE
ANTENNES DE CONTROLE AUSSAGUEL - ISSUS
PRETORIA
TOULOUSE
KOUROU
TM
LOC
TC
CENTRE D'OPERATION DU RESEAU 2 GHz
NASA
ASE
CECU
CENTRE DE CONTROLE SPECIALISE TC 1
CARACTERISTIQUES DES MANOEUVRES
SERVICE DE DETERMINATION DES MANOEUVRES
CENTRE D'ORBITOGRAPHIE OPERATIONNEL
TM - TELEMESURE
TC - TELECOMMANDES
LOC - MESURES DE LOCALISATION
EQUIPEMENTS SPECIALISES POUR TC 1
EQUIPEMENTS UTILISES POUR LA MISE A POSTE OU EN SECOURS

Figure 3

B) SECTEUR TERRIEN

Chaque mission de TELECOM 1 dispose de son propre secteur terrien

LA MISSION 7/8 GHZ

La responsabilité de l'étude, le développement, la mise en place, l'exploitation du secteur terrien relatif à cette mission est du ressort du Ministère de la Défense.

LA MISSION 4/6 GHZ

Pour cette mission le secteur terrien est constitué de matériel classique déjà utilisé dans le cadre d'Intelsat.

- station de 32 m en Métropole (standard A)

- station de 11 à 14 m Outre Mer (standard B) avec possibilité d'utiliser des antennes de diamètre plus petit (4,5 m) pour des dessertes de points à faible trafic.

LA MISSION 12/14 GHZ

Mission de télécommunications d'entreprises.

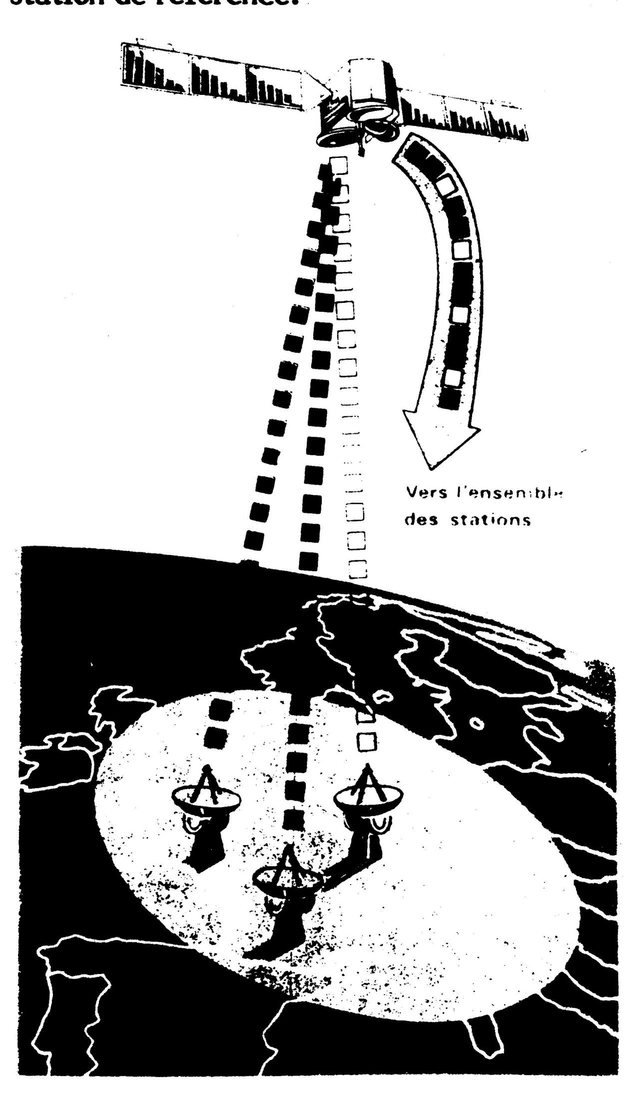
- Pour la fourniture des services de vidéotransmission permettant la diffusion vers de multiples points de réception d'un signal analogique de qualité télévisuelle, **les antennes d'émission** auront un diamètre de 3,5 m et **les antennes de réception** un diamètre d'environ 2 m. Les antennes de réception seront placées au plus près des utilisateurs.

- Pour les télécommunications d'entreprises, les antennes auront un diamètre de 3,50 m. **TELECOM** 1 est le premier système permettant d'établir, dans une large gamme de débits, des circuits numériques commutés. Il autorise la transmission de la voix, des données et des images et préfigure les réseaux multi-services du futur.

Pour atteindre cet objectif, le secteur terrien mis en place constitue un véritable réseau décrit ci-après et qui utilise un système particulier d'accès au satellite : L'Accès Multiple à Répartition dans le Temps (AMRT)

QU'EST CE QUE L'AMRT ?

Consiste à utiliser le satellite et ses stations comme un commutateur temporel à intervalle de temps variable. Ceci permet aux utilisateurs de se partager la totalité de la capacité d'un ou plusieurs répéteurs avec des canaux de vitesses très différentes. L'affectation de la capacité en fonction du temps exige alors une parfaite synchronisation de l'ensemble des stations raccordées au réseau. Pour des considérations de coût, il est apparu nécessaire de centraliser les fonctions de synchronisation et de gestion du système dans une station unique dite **station de référence.**



En conséquence, les **stations ordinaires sont simples,** ce qui augmente leur fiabilité et permet d'assurer la maintenance dans de meilleures conditions. Pour une communication donnée, le délai séparant deux instants pendant lesquels une station émet est appelé **trame.**

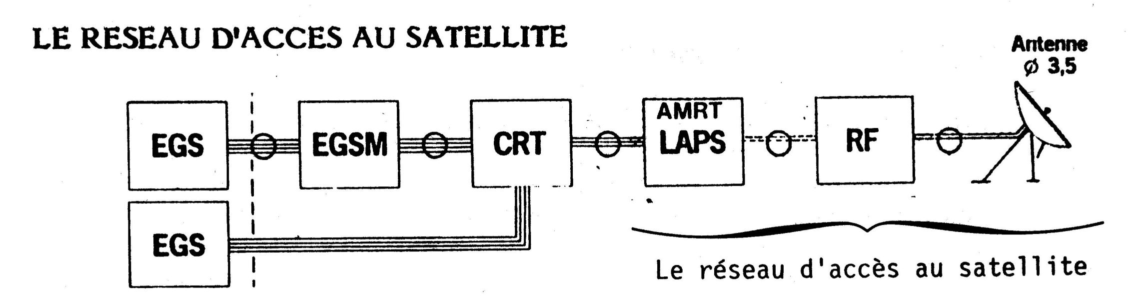
La longueur de la trame est de 20 ms. La trame est formée par une succession de paquets séparés par des temps de garde. La position de chaque paquet dans la trame est gérée et affectée par la station de référence aux stations actives à cet instant en fonction des besoins en trafic exprimés par les stations.

Ce réseau est divisé en deux parties :

- **un sous-réseau d'accès au satellite**

- **un sous-réseau dit "terrestre"**

LE RESEAU D'ACCES AU SATELLITE



Le réseau d'accès au satellite

Le **réseau d'accès satellite** est le réseau de transit qui assure l'interconnexion des sous-réseaux terrestres associés aux stations terriennes du sytème.
La nécessité de fournir aux utilisateurs du réseau un service d'excellente qualité, facilement accessible sans que le coût global du système soit trop élevé, a conduit à utiliser des équipements au sol simples, fiables, faciles à mettre en oeuvre et pouvant être exploités sans personnel à demeure.
Le réseau satellite peut être composé d'un grand nombre de stations ordinaires constituées d'un module d'accès au satellite (antenne parabolique, équipement de radio fréquence, terminal AMRT), et d'un module d'accès aux réseaux terrestres. (équipement de connexion au réseau terrestre, équipement de gestion et de signalisation), et d'un centre de gestion appelé station de référence qui pilote l'ensemble du système.

L'antenne

Les antennes paraboliques employées dans la zone de couverture du satellite **sont d'un diamètre de 3,5 mètres.** La précision de maintien à poste du satellite permet, avec des antennes d'un tel diamètre, de se dispenser de système de poursuite. Ces antennes ont la possibilité de recevoir les signaux émis par tous les répéteurs du satellite acheminant les liaisons de la mission 12/14 GHz.

Antenne, implantation équipements radio-fréquence et terminal AMRT en module

Les équipements radio fréquence

En émission, ces équipements transposent directement dans la bande des 14-14,25 GHz utilisée sur le trajet Terre-satellite, les signaux reçus à une fréquence intermédiaire de 70 MHz du modulateur du terminal AMRT. Une station ordinaire n'utilise, en principe, qu'une seule fréquence à l'émission, c'est-à-dire qu'elle n'émet que vers un seul répéteur du satellite.

En réception, deux transpositions de fréquences sont mises en oeuvre. La première permet de ramener la bande de 12,5 - 12,75 GHz du trajet satellite-Terre à une fréquence intermédiaire de l'ordre de 1 GHz. Après démultiplexage, les canaux sont transposés à la fréquence intermédiaire de 70 MHz retransmise au démodulateur du terminal AMRT.

Un automate de gestion permet la supervision des équipements radioélectriques de la station et l'envoi des télécommandes nécessaires à la commutation des équipements redondants.

Le terminal AMRT

Il compend une Logique d'Accès Partagé au Satellite (LAPS) et un modulateur-démodulateur.

Situé entre l'équipement de Connexion au Réseau Terrestre (CRT) et les équipements radio-fréquence, le terminal AMRT assure l'assemblage et le désassemblage des paquets, leur positionnement correct dans la trame satellite. Il délivre au réseau terrestre (CRT) les trains numériques transmis à leur débit nominal sur des artères à 2 Mbit/s pouvant également véhiculer la signalisation TELECOM 1.

En émission, vers les équipements radio-fréquence, le modem génère une porteuse à 70 MHz et module les signaux numériques reçus.

En réception, le LAPS peut traiter plusieurs fréquences intermédiaires correspondant chacune à un répéteur du satellite.

De plus, c'est le terminal AMRT qui assure les 2 types de traitement des données suivants :

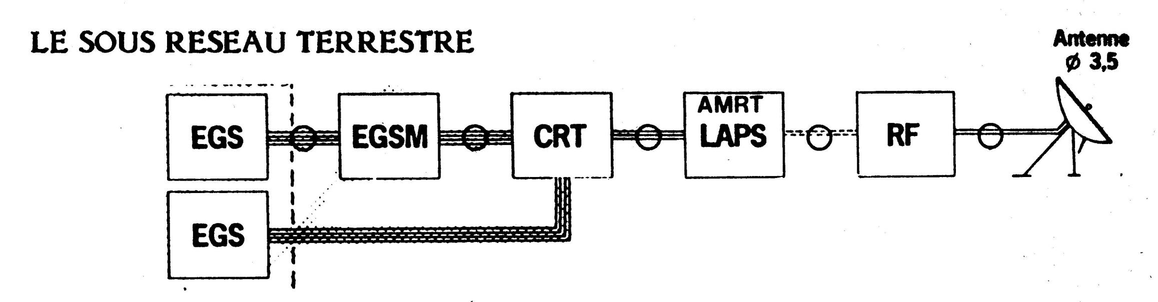
- l'embrouillage qui permet de disperser l'énergie du signal émis. A la réception, le terminal AMRT assure le désembrouillage des données.

- le codage. Le taux d'erreur garanti par le système (10^{-6} pendant 99 % du temps) peut être porté à 10^{-9} pendant 99 % du temps au prix d'une réduction de 20 % de la capacité satellite utilisée. A la réception, le codeur-décodeur décode les données et les restitue, telles qu'émises, à l'utilisateur.

La station de référence

Le rôle de la station de référence est de piloter les stations ordinaires, outre la synchronisation du système et l'émission de la signalisation AMRT, la station de référence est chargée de la surveillance du réseau satellite. Une disponibilité trés grande de cette station étant exigée, deux stations, travaillant en diversité, sont en fait installées à une dizaine de kilomètres l'une de l'autre dans la région de Mulhouse. Ces deux stations utilisent des antennes de 6,5 m de diamètre avec poursuite automatique du satellite.

LE SOUS RESEAU TERRESTRE



Il a pour but de permettre le raccordement des abonnés au Système TELECOM 1. A ce titre, il gère les liaisons de connexion au réseau satellite et en assure l'exploitation et la maintenance, participe à la gestion des demandes d'établissement et de libération des communications et des facilités offertes aux abonnés, réalise la conversion des signalisations d'abonnés en signalisation TELECOM 1 et enfin, assure la commutation locale et l'accès en transit au réseau satellite.

L'équipement de connexion au réseau terrestre (CRT)

Le CRT assure l'interface entre le sous-réseau terrestre et le réseau satellite. Il permet la commutation locale des communications entre utilisateurs qui lui sont raccordés et l'allocation dynamique des liaisons en direction du réseau satellite.

Le CRT dialogue avec le centre de gestion auquel il fournit les informations de taxation et les observations de trafic. Il assure enfin la gestion de la maintenance du sous-réseau terrestre qui lui est raccordé. Compte-tenu de ses fonctions, l'architecture matérielle du CRT est celle d'un commutateur multiservice, assurant les fonctions générales des commutateurs et des fonctions additionnelles propres au réseau TELECOM 1. L'interface avec le réseau satellite se fait sous la forme de liaisons à 2,048 Mbit/s utilisant un canal sémaphore. Les interfaces avec le sous-réseau terrestre sont principalement des liaisons à 72Kbit/s bande de base ou à 2,048 Mbit/s.

L'équipement de gestion et de signalisation (EGS)

C'est l'équipement d'accès au réseau pour l'usager. Il assure une fonction de conversion de procédure entre celle définie à l'interface usager et la procédure TELECOM 1. Il permet aussi d'assurer la maintenance de la liaison en réalisant des bouclages, ainsi que la supervision de l'ETTD (Equipement Terminal de Transmission de Données) qui lui est raccordé.

L'équipement de gestion de signalisation et de multiplexage (EGSM)

L'EGSM assure les mêmes fonctions que l'EGS mais il permet en plus l'optimisation des liaisons de raccordement entre le CRT et les installations terminales. A cet effet, l'EGSM assure le multiplexage des canaux de données et de signalisation en provenance des équipements placés en aval dans le réseau.

Dans un premier temps, le sous-réseau terrestre s'appuiera sur les équipements d'accès et de multiplexage proposé dans le cadre du réseau Transmic. Ce sous-réseau terrestre sera le support d'accès au service SCD1.

C) APPLICATIONS

* COMMUNICATION D'ENTREPRISE : MISSION 12/14 GHz

a) Service numérique :

Grâce au satellite TELECOM 1, les entreprises européennes ont à leur disposition un réseau de télécommunications numériques aux caractéristiques nouvelles. Il devient alors possible de donner à certaines applications de nouvelles dimensions en associant la puissance des terminaux aux performances d'un réseau.

Les choix technologiques faits sur le réseau TELECOM 1 sont conformes à l'évolution des secteurs de l'informatique et des télécommunications.

TELECOM 1 c'est d'abord un réseau numérique c'est à dire qu'il transmet des éléments binaires directement compréhensibles par les matériels informatiques et, de plus en plus par les terminaux de télécommunication.

Il devient donc possible avec TELECOM 1 de transmettre tout type d'informations, qu'il s'agisse de la voix, des données ou des images, dans la mesure où elles ont préalablement été traduites en éléments binaires, numérisées. TELECOM 1 est donc un réseau multiservice. D'autre part, l'homogénéité entre les signaux émis ou reçus par les terminaux et ceux véhiculés par le réseau permet de diminuer les coûts, en limitant le nombre et la complexité des matériels à implanter sur la chaîne de transmission.

TELECOM 1 est un réseau commuté ; c'est à dire qu'à travers un seul dispositif de raccordement au réseau, il est possible de communiquer en fonction des besoins immédiats , avec tout utilisateur du réseau où qu'il se trouve. Le satellite permet en outre de diffuser simultanément la même information à de très nombreux correspondants.

TELECOM 1 offre une large gamme de débits allant de 2 400 bit/s pour des applications comme le télétex ne nécessitant pas le transfert d'un volume important d'informations, **à 2 Mbit/s** par la transmission d'images animées.

TELECOM 1 permet aux utilisateurs de se raccorder sur des interfaces normalisées. Concrètement, cela veut dire que la grande majorité des matériels qui sont déjà en service ou qui seront proposés par les constructeurs pourront être raccordés à TELECOM 1 sans modification entrainant des dépenses importantes.

Compte tenu des caractéristiques du réseau TELECOM 1, il intéresse plus particulièrement les applications haut de gamme utilisant des terminaux performants et qui, jusque là, faute d'un réseau adapté, ne pouvaient être accessibles à distance dans des conditions techniquement et économiquement satisfaisantes :

- Le transfert de fichiers informatiques sous toutes ses formes : transfert entre ordinateurs des opérations quotidiennes des succursales régionales d'une banque vers le siège, échange de résultats de calculs scientifiques entre des laboratoires de recherches ou des centres universitaires ...

Mais également transfert de fichiers sortant du cadre de l'informatique traditionnelle : dans la mesure où le signal à émettre a été numérisé puis stocké sur des supports de plus en plus puissants, **il devient possible de transférer des informations écrites ou vocales par l'intermédiaire d'un centre de messagerie,** de consulter ou de traiter grâce à la conception assistée par ordinateur les informations d'une base de données documentaires ou techniques regroupant des photos, des plans et les commentaires y afférant. L'ensemble des terminaux permettant de saisir ou de restituer ces informations dialoguent à haute vitesse, via un réseau local lui-même raccordé à un réseau local distant, grâce à TELECOM 1.

- La diffusion des informations. Jusqu'à présent, les possibilités offertes par les réseaux terrestres limitaient le nombre d'interlocuteurs accessibles simultanément. **Avec TELECOM 1** cette restriction n'existe pas. **Il devient possible de transmettre simultanément à tous les établissements d'une entreprise la photocopie de la revue interne ou de la dernière circulaire administrative.** Les journaux reçoivent en temps réel les photographies de l'évènement du jour qu'ils pourront imprimer à la prochaine édition.

- La Téléconférence . On entend par téléconférence l'ensemble des moyens permettant à des groupes distants de communiquer entre eux dans des conditions proches de la réunion directe. Parmi ces moyens, citons l'audioconférence qui permet à des personnes regroupées dans des salles spécialement équipées de se parler, d'échanger rapidement des documents par télécopie, de modifier en temps réel des graphismes grâce à la téléécriture et même de se montrer des objets par l'intermédiaire d'une dispositif de transmission d'images fixes. Actuellement, le stade ultime de cet enrichissement de l'audioconférence est atteint **dans la visioconférence** qui permet de voir l'image animée noir et blanc ou couleur de l'interlocuteur distant. **Ces procédés impliquent le transfert de volumes trés importants d'informations ainsi qu'une souplesse d'utilisation que seul TELECOM 1 est capable de fournir.**

De ce qui précède, il apparait que TELECOM 1 en tant que réseau de télécommunication permet d'envisager, au moins dans un premier temps, non pas tant de nouvelles applications que de nouveaux domaines, de nouveaux espaces pour des applications déjà existantes. L'informatique s'est décentralisée, la télématique s'est développée pour des applications mettant en jeu des volumes d'informations faibles. Avec TELECOM 1, cette évolution peut se poursuivre en permettant de mieux gérer la puissance de calcul des terminaux et de mieux faire partager les informations de plus en plus sophistiquées, stockées dans les énormes mémoires des ordinateurs. Mais ces réflexions concernent le présent, ce qui dans un domaine technologique en pleine évolution signifie déjà le passé. Des besoins jusqu'alors contenus par les limitations des réseaux de télécommunication vont pouvoir s'exprimer, auxquels l'ensemble des partenaires économiques apporteront, n'en doutons pas, de nouvelles solutions.

b) Vidéotransmission

Pour former son personnel ou ses clients, asseoir son image, présenter ses produits, informer des partenaires extérieurs, pour son image de marque, l'entreprise a de plus en plus besoin de communiquer. Mais dans un monde saturé d'informations, l'efficacité exige notamment de ne s'adresser qu'au bon interlocuteur. C'est cette possibilité qu'offre la vidéotransmission. Elle permet de transmettre un message ayant pour support une image de qualité télévisuelle vers un grand nombre de points de réception préalablement sélectionnés.

Disponible 24 heures sur 24, accessible par l'ensemble de la zone de couverture du satellite, permettant une sélection trés restreinte ou au contraire une diffusion trés large, la vidéotransmission a trouvé en TELECOM 1 son support privilégié.

LE SATELLITE TELECOM 1

Quelques chiffres

-:-:-:-:-

MASSES :

Charge utile :	149 kg	
Plateforme :	402 kg	
Moteur d'apogée :	515 kg	
Satellite au lancement :	1 185 kg	
Satellite en orbite :	690 kg	(début de vie)

DIMENSIONS :

Longueur :	15,98 m
Largeur :	2,18 m
Hauteur :	3,01 m

PUISSANCE ELECTRIQUE :

Production

Solstice	1 100 W
Equinoxe	1 150 W
Eclipse	850 W

Consommation

Charge utile	730 W
Plateforme (Soleil)	134 W

FIABILITE (taux de panne en fin de durée de vie : 7 ans)

Plateforme	0,85
Charge utile	0,77
Satellite	0,66

ORGANISATION INDUSTRIELLE

L'organisation industrielle est représentée par le schéma ci-joint.

La maîtrise d'ouvrage a été confiée à MATRA et, ALCATEL-THOMSON-ESPACE a assuré la maîtrise d'œuvre de la charge utile.

Tous deux ont fait appel à de nombreuses sociétés dont les compétences ont contribué au succès du programme.

MAITRISE D'OUVRAGE MATRA

- MODULE DE SERVICE (Plateforme)
  - Sous Système de Structure : AERITALIA (Italie)
  - Structure Thermique : AEROSPATIALE (France)
  - Structure Alimentation
    - Batteries : SAFT (France)
    - Convertisseur d'alimentation pour la charge utile : ETCA (Belgique)
    - Alimentation de bord, Câblage : BADG (Grande Bretagne)
  - Contrôle d'Attitude
    - Senseur terrestre infrarouge : SODERN (France)
    - Senseur d'élévation solaire : GALILEO (Italie)
    - Sous systèmes contrôle : MATRA (France)
    - Propulsion : ERNO (Allemagne)
    - Gyroscope : SAGEM (France)
    - Amortisseur de nutation : FOKKER (Pays Bas)
    - Roues d'inertie : TELDIX (Allemagne)
  - Télémesure - Télécommande
    - Codeur de télémesure, Décodeur de télécommande : SAAB (Suède)
    - Localisation : MATRA
    - Localisation répéteur 2 GHz : THOMSON CSF
    - Convertis. boitier Interface : ROVSING (Danemark)
    - Antenne 2 GHz : INTA (Espagne)
  - Moteur d'Apogée
    - Moteur MAGE 2 : Consortium MAGE
- MODULE DE TELECOMMUNICATIONS (Charge utile) — Maître d'oeuvre : ALCATEL - THOMSON
  - Amplificateur paramétrique à 14 GHz : GTE ITALIANA (Italie)
  - Répéteur à 7/8 GHz, Alimentation tubes 12 GHz : FORD AEROSPACE (USA)
  - Alimentation et tubes à ondes progressives à 4 GHz : HUGHES AIRCRAFT (USA)

MATRA MAITRE D'OEUVRE DE TELECOM 1

MATRA a été choisi par le gouvernement français au terme d'un appel d'offres industriel comme maître d'œuvre du premier satellite commercial français de télécommunications TELECOM 1.

Le satellite TELECOM 1 fait partie de la famille européenne des satellites de télécommunications (15 satellites au total) qui comprend :

- OTS, lancé en Mai 1978 et qui fonctionne encore parfaitement.

- ECS, satellite pour acheminer les télécommunications entre pays européens, lancé en 1983, et qui est exploité par EUTELSAT.

Tous ces programmes ont été et seront intégrés à MATRA TOULOUSE.

- MARECS, satellite pour les télécommunications maritimes, lancé en décembre 1981, et qui est exploité par INMARSAT.

- SKYNET IV, satellite britannique de télécommunications gouvernementales.

Elle est maintenant complétée par le produit EUROSTAR, dérivé de TELECOM 1 et développé en commun avec British Aérospace.

MATRA fournira aussi 30 stations de vidéotransmission. Les antennes de réception vidéo de 12 GHz (1,80 m de diamètre) en bande KU équiperont des auditoriums ou des salles de cinéma.

ROLE D'ALCATEL-THOMSON-ESPACE
DANS LE PROGRAMME TELECOM 1

ALCATEL-THOMSON-ESPACE s'est vu confier la maîtrise d'oeuvre de la charge utile des trois satellites qui recouvre toutes les fonctions actives de TELECOM 1, des stations terriennes et de divers équipements au sol.

Au total, la participation d'ALCATEL-THOMSON-ESPACE est estimée à :

- 50 % du prix des satellites
- 72 % du budget total du programme (hors lancement).

1 - La charge utile

La charge utile dont ALCATEL-THOMSON-ESPACE assure la maîtrise d'oeuvre et l'intégration, regroupe les équipements électroniques du satellite, dont elle constitue l'élément fonctionnel.

La charge utile des télécommunications pèse 130 kg. Elle comprend :

- deux répéteurs actifs et deux de secours à 8/7 GHz pour les liaisons militaires,

- quatre répéteurs actifs et deux de secours à 6/4 GHz pour les liaisons avec les DOM-TOM,

- six répéteurs actifs et trois de secours à 14/12 GHz pour les liaisons d'affaires et les vidéotransmissions,

- des antennes à couverture globale à 6 GHz dans les fréquences à usage militaire,

- un ensemble de trois antennes assurant l'émission à 4 GHz sur la France et les DOM-TOM et l'émission-réception pour les liaisons d'affaires.

2 - Les équipements au sol

- TELSPACE (filiale d'ALCATEL-THOMSON) fournit des stations de communications d'entreprises.

Les prototypes de ces stations ont été livrés à la Direction Générale des Télécommunications à la fin de l'année 1982.

Les livraisons des stations définitives ont commencé mi-1983.

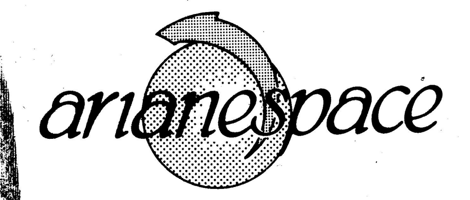
Le rythme de production est de 10 par mois. Une centaine de stations ont été commandées.

- TELSPACE fournira également des stations de réception de vidéotransmission, dont 50 exemplaires ont été commandés au début de 1984 par la Direction Générale des Télécommunications.

- ALCATEL-THOMSON-ESPACE a assuré l'étude et la réalisation du réseau militaire SYRACUSE. Quatre stations prototypes ont été livrées et sont actuellement en cours d'expérimentation.

- En association avec CIT-ALCATEL et SAT, TELSPACE a assuré le développement et la fourniture des équipements du système d'exploitation des liaisons "satellite", à Accès multiple à Répartition dans le Temps (AMRT), assurant la connexion avec les utilisateurs ou les réseaux terrestres.

- les stations 4/6 GHz pour les liaisons entre la Métropole et les DOM-TOM sont du type INTELSAT standard A et standard B . Elles ont été fournies par TELSPACE.



CHAPITRE VII

INFORMATIONS SUR ARIANESPACE

1. Création de la Société
2. Objet de la Société
3. Les actionnaires
4. Arianespace et l'ESA
5. Organisation Industrielle
6. Les Services offerts par Arianespace
7. Les prix de vente
8. Le carnet de commandes.

CHAPITRE VII

INFORMATIONS SUR ARIANESPACE

1. Création de la Société

ARIANESPACE, première société commerciale de transport spatial dans le monde, a été crée le 26 mars 1980 par les 36 principaux industriels européens des secteurs aérospatial et électronique, 13 importantes banques européennes et le Centre National d'Etudes Spatiales (CNES).

ARIANESPACE, société anonyme, dispose d'un capital social de 120 millions de francs français ; son siège est à Evry (Essonne), près de Paris - ses effectifs sont de 160 personnes (Evry), 15 personnes (Kourou).

A la fin de 1982, ARIANESPACE a crée aux Etats-Unis une société filiale, ARIANESPACE Inc., qui assure le suivi des affaires avec ses clients américains.

2. Objet de la Société

Elle assure :

- la direction industrielle et la maîtrise d'oeuvre de la production des lanceurs opérationnels ARIANE et de ses dérivés, dont le développement a été réalisé dans le cadre de l'Agence Spatiale Européenne ;
- le financement de la production des lanceurs ;
- la commercialisation du service de lancement auprès des clients répartis dans le monde entier ;
- la conduite des opérations de lancement au Centre Spatial Guyanais.

3. Les Actionnaires

Les parts des actionnaires sont réparties de la façon suivante :

ACTIONNAIRES ALLEMANDS 19,60 %

DORNIER
MBB/ERNO
MAN
BAYERISCHE VEREINSBANK A.G.
DRESDNER BANK
WESTDEUTSCHE LANDESBANK GIROZENTRALE

ACTIONNAIRES BELGES 4,40 %

ETCA
FABRIQUE NATIONALE
SABCA

ACTIONNAIRES DANOIS 0,70 %

ROVSING
COPENHAGEN HANDELSBANK

ACTIONNAIRES ESPAGNOLS 2,50 %

CASA
SENER

ACTIONNAIRES FRANCAIS 59,25 %

AEROSPATIALE
AIR LIQUIDE
COMSIP-ENTREPRISE
CNES
CROUZET
DEUTSCH
INTERTECHNIQUE
MATRA
SAFT
SEP
SFENA
SFIM
SODETEG
CREDIT LYONNAIS
BNP
BANQUE VERNES
SOCIETE GENERALE
BANQUE DE PARIS ET DES PAYS BAS

ACTIONNAIRES BRITANNIQUES 2,40 %

AVICA
BADG
FERRANTI
MIDLAND BANK Ltd

ACTIONNAIRES IRLANDAIS 0,25 %

ADTEC
AER LINGUS

ACTIONNAIRES ITALIENS 3,60 %

AERITALIA
SNIA-BPD
SELENIA
INSTITUTO BANCARIO SAN PAOLO DI TORINO
BASTOGI SISTEMI

ACTIONNAIRES HOLLANDAIS

FOKKER
ALLGEMENE BANK NEDERLAND

ACTIONNAIRES SUEDOIS 2,40 %

SAAB-SCANIA
VOLVO

ACTIONNAIRES SUISSES 2,70 %

CIR
CONTRAVES
F + W
UNION DES BANQUES SUISSES

4. ARIANESPACE ET L'ESA

Devant le développement spectaculaire des applications spatiales, dix pays européens : Allemagne, Belgique, Danemark, Espagne, France, Italie, Pays-Bas, Royaume-Uni, Suède, Suisse réunis à Bruxelles le 31 juillet 1973 décidèrent de construire en commun un lanceur lourd de satellites d'application : ARIANE.

Ce programme réalisé dans le cadre de l'Agence Spatiale Européenne (ESA) a été financé par les dix Etats Européens participants.

Sous la maîtrise d'oeuvre du Centre National d'Etudes Spatiales français (CNES), le lanceur est réalisé par les industries électroniques et aérospatiales des pays participants, auxquels s'est jointe l'Irlande à partir de 1978.

A la suite de l'entrée en vigueur d'un accord intergouvernemental, les Etats membres de l'Agence Spatiale Européenne ont transféré à la Société ARIANESPACE la responsabilité de la production, de la commercialisation et du lancement des véhicules ARIANE opérationnels et de leurs dérivés.

En vertu de cette décision, une convention signée le 15 mai 1981 entre l'ESA et ARIANESPACE fixe les modalités de ce transfert, conditions de mise à disposition de l'outil de production et des ensembles de lancement mis en place au titre du programme de développement ARIANE.

La convention prévoit en outre une procédure de concertation entre ARIANESPACE et l'ESA qui reste responsable du développement des versions nouvelles de la filière ARIANE, en vue de préciser leur définition.

5. Organisation Industrielle

La Société ARIANESPACE assure la Direction Industrielle de la production des lanceurs ARIANE. Elle s'appuie sur 7 sociétés avec qui elle négocie des contrats industriels de maîtrise d'oeuvre :

- L'AEROSPATIALE assure la maîtrise d'oeuvre des 1er et 3ème étages et la fonction d'architecte industriel ;

- La SEP assure la maîtrise d'oeuvre des systèmes propulsifs des étages ;

- MBB/ERNO assure la maîtrise d'oeuvre du 2ème étage ;

- MATRA assure la maîtrise d'oeuvre de la case à équipements ;

- CONTRAVES assure la maîtrise d'oeuvre de la coiffe ;

- AIR LIQUIDE assure la maîtrise d'oeuvre du réservoir du 3ème étage ;

Pour la configuration AR 3 :

- BPD DIFESA-SPAZIO assure la maîtrise d'oeuvre des fusées d'appoint à poudre.

Ces sept maîtres d'oeuvres sous-traitent une grande partie de leurs travaux de production auprès des firmes situées dans les 11 pays participant au programme ARIANE.

Le rôle d'ARIANESPACE est également de servir de régulateur entre les demandes des clients qui arrivent au "coup par coup" et les possibilités de l'industrie pour laquelle il est nécessaire de respecter un rythme de production continu.

Il est aussi de la fonction d'ARIANESPACE de lancer la mise en fabrication sans attendre d'avoir obtenu toutes les commandes fermes et de déterminer à partir de quel moment il faudra augmenter le rythme de production actuel.

Pour honorer les commandes et réservations qu'ARIANESPACE a signées, la société a mis initialement en place une organisation industrielle susceptible de produire des lanceurs à une cadence d'un exemplaire tous les deux mois et demi, rythme qui a été augmenté à un lanceur tous les 2 mois et qui pourra être augmenté à la cadence de 1 lanceur tous les mois et demi.

Le rythme de lancement croîtra progressivement de 4 à 5 en 1984 jusqu'à 6 à 8 en 1987, donnant un chiffre d'affaires annuel en croisière entre 2,5 et 3 milliards de Francs.

Pour faire face à ses besoins, ARIANESPACE a déjà lancé la fabrication de 19 lanceurs représentant :

1 ARIANE 1

6 ARIANE 2

9 ARIANE 3

3 ARIANE 4

qui viennent s'ajouter aux lanceurs 1 à 10 construits au titre des lancements technologiques et de la série de promotion.

Les perspectives actuelles ont conduit ARIANESPACE à commander également les approvisionnements à long terme pour 6 lanceurs supplémentaires.

C'est donc un total de 25 lanceurs (dont 6 AR 4) qu'il est envisagé d'avoir en commande avant la fin de l'année 1984.
La production et les lancements d'ARIANE emploient aujourd'hui plus de 3 500 personnes dans l'industrie spatiale européenne dont 2 500 personnes en France.

Avec les programmes ARIANE 3 et ARIANE 4 (production et développement), ce seront au total plus de 5 000 personnes qui travailleront en Europe pour ARIANE.

6. Les Services offerts par ARIANESPACE

- ARIANESPACE, 1ère société privé de transport spatial, est une organisation souple qui s'adapte aux besoins du client. Elle met à leur disposition un ensemble complet de services pour un prix net couvrant toutes les opérations dès l'arrivée du satellite et des ses équipements associés jusqu'à l'injection du satellite sur l'orbite géostationnaire de transfert y compris positionnement, mise en rotation éventuelle et séparation. Ce prix couvre également toute étude et, en cas de besoin, l'adaptation du lanceur nécessaire pour assurer la parfaite compatibilité entre le satellite et le lanceur.

- Le concept de la gestion directe et souple des interfaces va de pair avec l'idée du service complet de lancement. Pour la totalité du service, le client ne rencontre qu'une seule interface, un seul interlocuteur - la société ARIANESPACE qui se charge d'assurer le transport terre - orbite de transfert.

- ARIANESPACE met en oeuvre des moyens modernes et adaptés :

  - un lanceur de haute performance permettant aux clients d'utiliser à l'extrême la capacité réelle de son satellite en maximisant sa durée de vie.

    Grâce à sa précision d'injection, unique dans le domaine du transport spatial, le client peut une nouvelle fois étendre le domaine d'utilisation du satellite.

  - une base de lancement moderne et bien située avec des moyens de préparation de satellite capables d'une cadence de 10 lancements par an.

  - la durée de campagne est très courte : en général 26 jours ouvrés. En plus, le lanceur ne demande la disponibilité du satellite que 7 à 10 jours avant le lancement. Ce qui permet de réduire la durée d'une campagne satellite à un véritable minimum.

  - Enfin ARIANESPACE offre une famille de lanceurs bien adaptée à la croissance des satellites et à l'évolution du marché permettant le lancement de tout satellite civil existant ou en cours d'études. Cette adaptabilité d'ARIANE est obtenue grâce à la conception modulaire du premier étage permettant d'ajuster au mieux les performances et à celle des volumes sous coiffe des lancements ARIANE 4.

Par sa création et son action, ARIANESPACE a apporté, pour le plus grand bénéfice des utilisateurs, la compétition sur le marché mondial de transport spatial. ARIANESPACE se veut de fournir un maximum de disponibilité des services de lancement et d'offrir une grande flexibilité opérationnelle pour la plus grande satisfaction des clients.

7. Les prix de vente

Les prix de vente d'ARIANESPACE sont exprimés en FF et en DM, soit en $. Ils sont évalués en fonction de différents paramètres, notamment :

- date de lancement
- performances
- options techniques
- plan de paiement
- monnaies de facturation
- conditions économiques de base

Actuellement et en fonction des paramètres précédents, les prix se situent entre 25 et 30 millions de dollars par satellite, pour un lancement double par ARIANE 3 (2 satellites de la classe PAM-D).

8. Le carnet de commandes

ARIANESPACE a déjà obtenu des commandes fermes pour le lancement de 28 satellites et a enregistré 19 réservations ce qui porte le montant de son carnet de commandes à 6,5 milliards de Francs français (dont 40 % hors Europe).

POUR INFORMATIONS COMPLEMENTAIRES,

VEUILLEZ CONTACTER LES SERVICES DE PRESSE SUIVANTS:

AGENCE SPATIALE EUROPEENNE
Mme. J. GOMERIEUX
Tel: 273 72 91

CENTRE NATIONAL D'ETUDES SPATIALES
Mr. D. METZLE
Tel: 555 91 21

ARIANESPACE
Mme. A. VERGANTI
Tel: (6) 077 92 72

MINISTERE DES PTT
Mr. C. STEPHAN
Tel: 564 19 53

EUTELSAT
Mr. Ph. BINET
Tel: 538 47 50

FRANCE CABLE & RADIO - TELECOM 1
Mme. G. BRUN-BUISSON
Tel: 233 51 25

ALCATEL-THOMSON
Mme. F. SAMPERMANS
Tel: 561 96 00

BRITISH AEROSPACE DYNAMICS
Mr. J. HUMBY
Tel: (19 44) 438 34 56

SNIA/BPD
Dr. Ing. M. VICINO
Tel: (19 39) 6 978 929 15

MATRA
Mr. R. SANGUINETTI
Tel: (3) 064 42 42

PHOTOS DISPONIBLES

AVAILABLE PHOTOGRAPHIES

N° S 1 et 2 (couleur)	TELECOM 1 conception modulaire	(1)
	TELECOM 1 modular concept	(1)
N° 3 (couleur)	Station terrienne TELECOM 1 TELECOM 1 earth Station	(1) (1)
N° 4 (couleur)	Le satellite TELECOM 1 TELECOM 1 Satellite	(1) (1)
N° 5 (couleur)	Le satellite TELECOM 1 en essais TELECOM 1 Satellite under test	(1) (1)
N° S 6-7-8(couleur)	ECS 2 :déploiement des panneaux solaires chez MATRA à TOULOUSE	(2)
	ECS2 : Solar arraydeployment at MATRA - TOULOUSE	(2)
N° S 9 et 10 (noir et blanc)	Satellite TELECOM 1 en intégration à MATRA -TOULOUSE MATRA Prime contractor for TELECOM1	(2) (2)
N°11(noir et blanc)	Salle de contrôle principale du CNES Centre spatial de TOULOUSE Main control room of the French National Space Agency (CNES)Space center in TOULOUSE	(3) (3)
N°12 (couleur)	Charge utile du satellite TELECOM 1 en cours d'intégration TELECOM 1 Payload being integrated	(4) (4)
N°13 (couleur)	Banc d'essai et de mise au point de la charge utile du satellite TELECOM 1	(4)
	TELECOM 1 payload testbed	

.../...

N° 14(couleur)	Essais des antennes de la charge utile TELECOM 1 sous radome	(4)
	TELECOM 1 payload antenna test under radome	(4)
N° 15 (couleur)	Propulseurs d'appoint (PAP)	(5)
	Strap - on Boosters	(5)

PHOTOS DISPONIBLES A/AVAILABLE PHOTOGRAPHIES AT :

(1) France-Câble et Radio : Tél : (1) 233 51 25

(2) MATRA : Tél. : (3) 064 42 42

(3) CNES Service de Presse Tél. : (1) 508 75 00

(4) Alcatel Thomson Espace : Tél. : (1) 774 47 10

(5) Aérospatiale Tél. : (3) 475 09 03

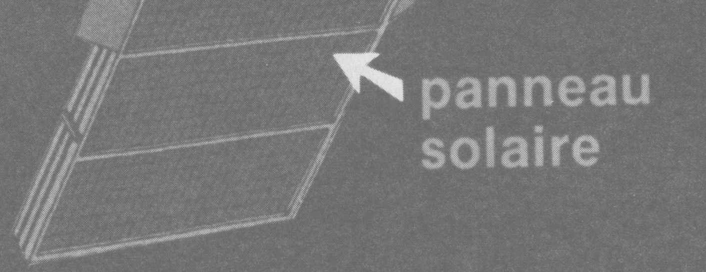

TELECOM 1
CONCEPTION MODULAIRE
Vue éclatée
antennes 14/12 GHz
antenne
en bande C
couverture thermique
contrôle thermique
(BATTERIE)
module de
communication
cylindre central
module de
service
roue à
inertie
panneau
solaire
moteur d'apogée

PHOTO N° 1

TELECOM 1

MODULAR CONCEPT

Infrared sensors
Thermal cover
K-band antenna
C-band antenna (carbone fiber)
COMMUNICATION MODULE
Thrusters
structure
SERVICE MODULE
Hydrazine tanks
Inertia wheel
Solar array wing
Apogee boost motor

PHOTO N° 2

PHOTO N° 3

PHOTO N° 4

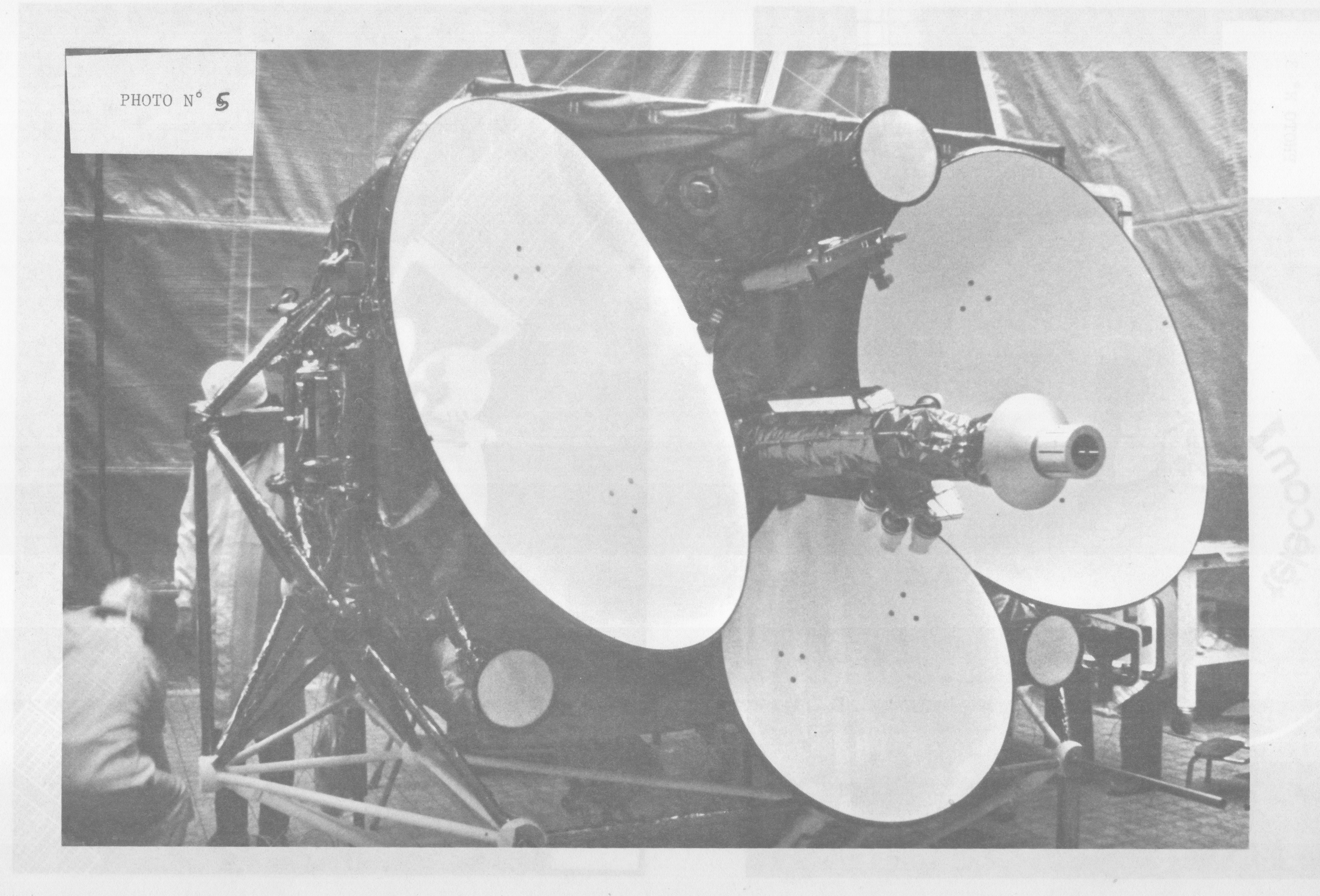


PHOTO N° 5

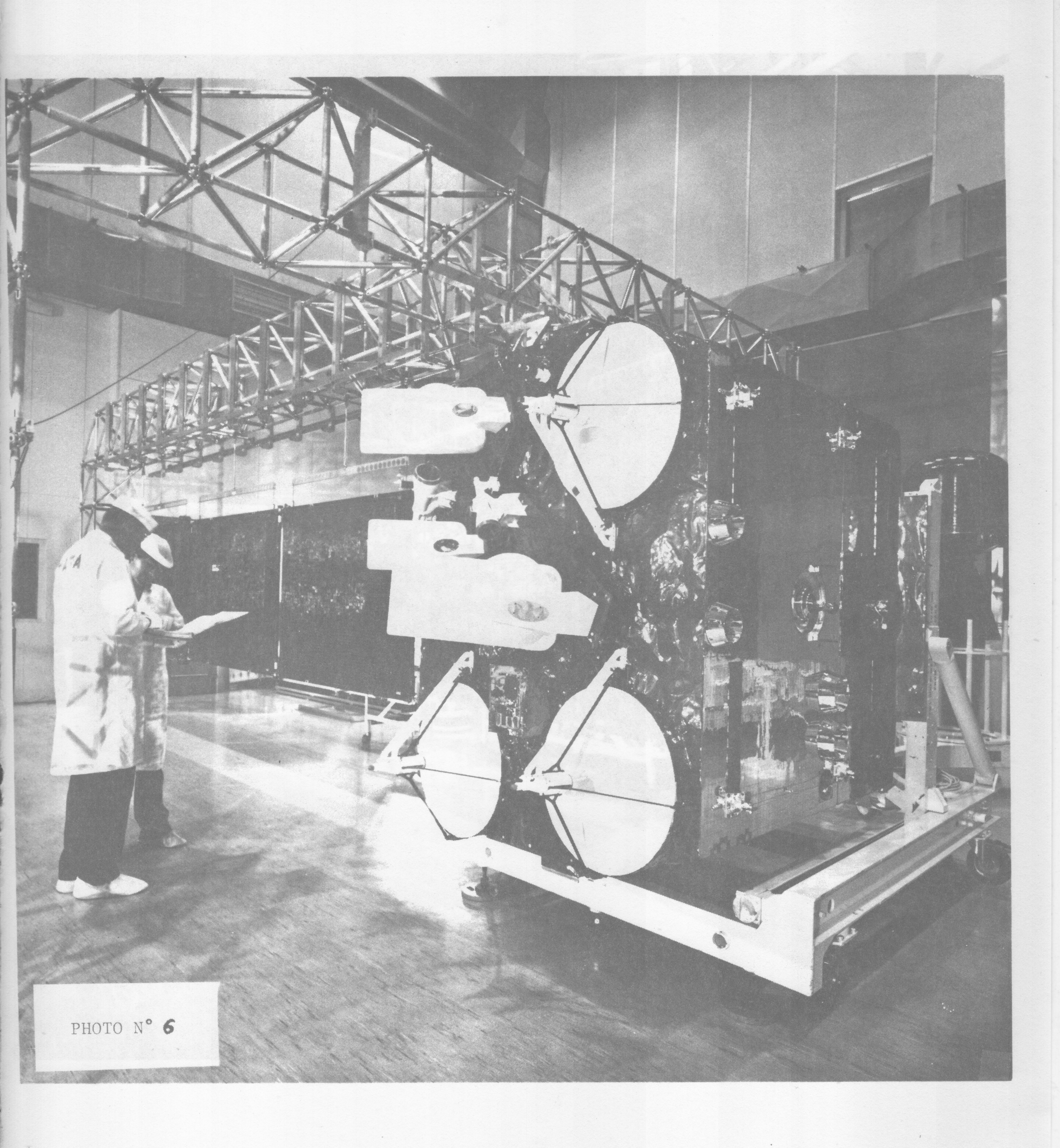


PHOTO N° 6

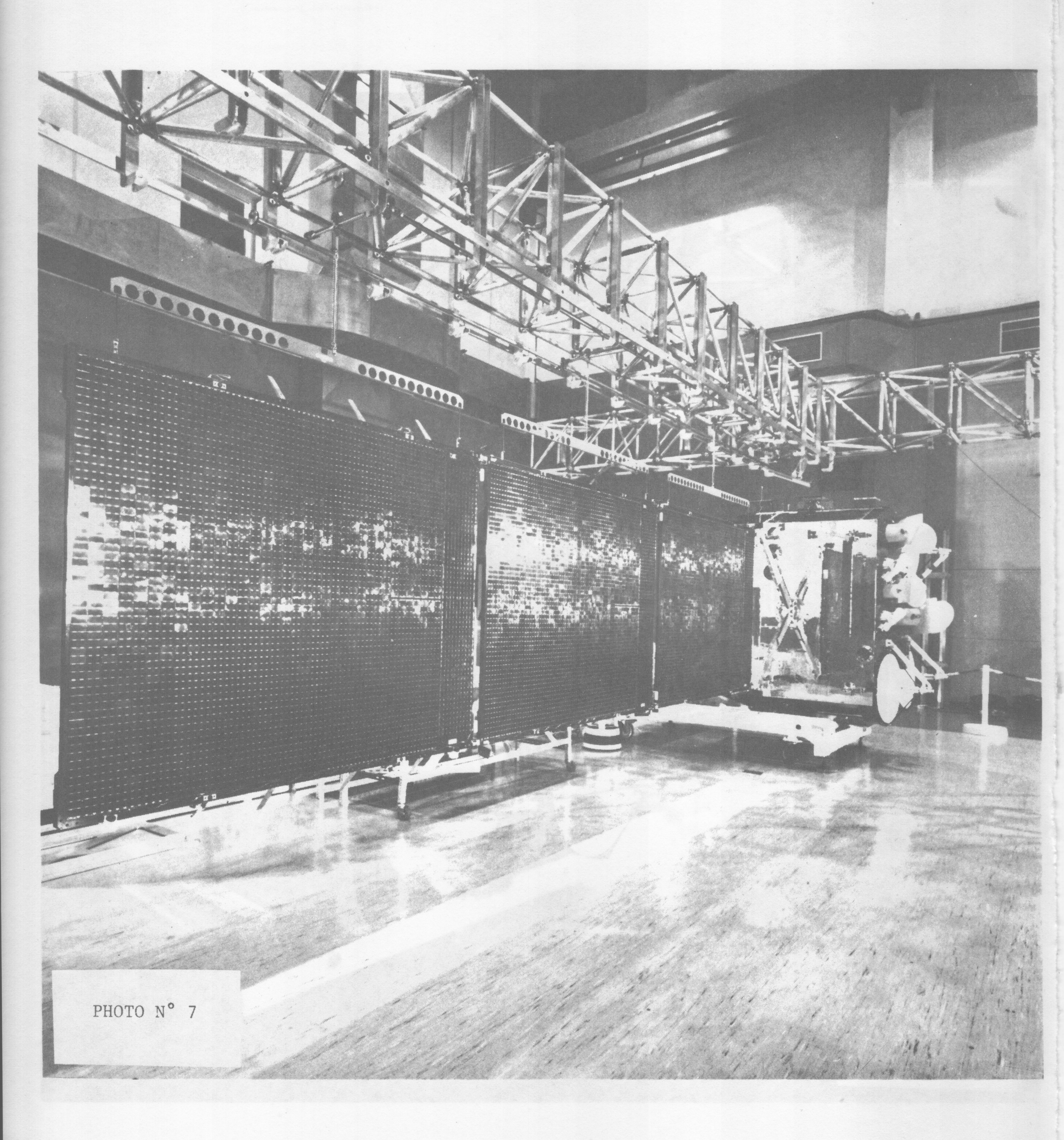


PHOTO N° 7

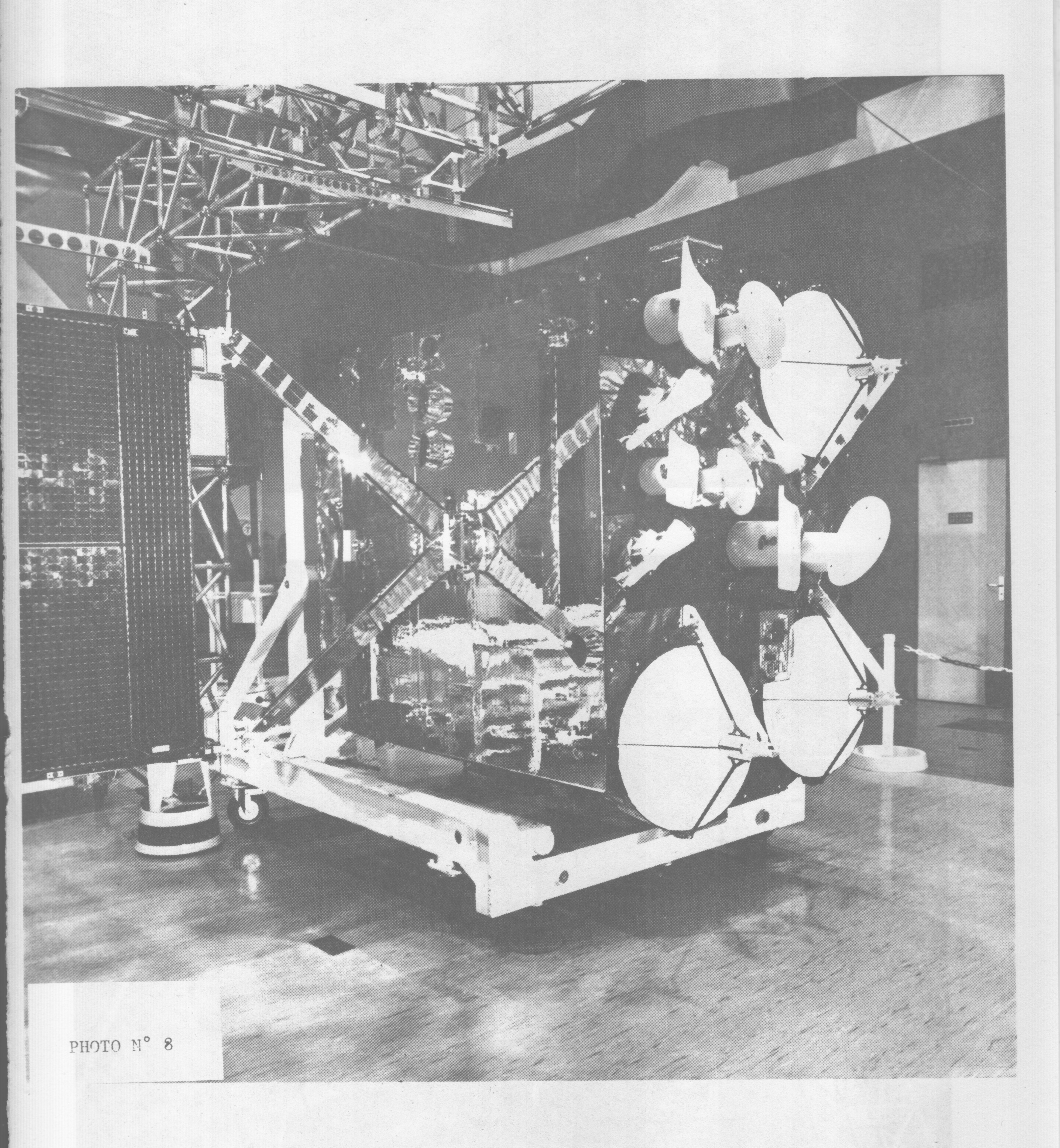


PHOTO N° 8

PHOTO N° 9

PHOTO N° 10


MOYENS CSG
LANCEUR
MOYENS RESEAU
SYNTHESE RESEAU
COR
MBK
COO
CCS
ESOC
CIM
STDO
AUS
PHOTO N° 11

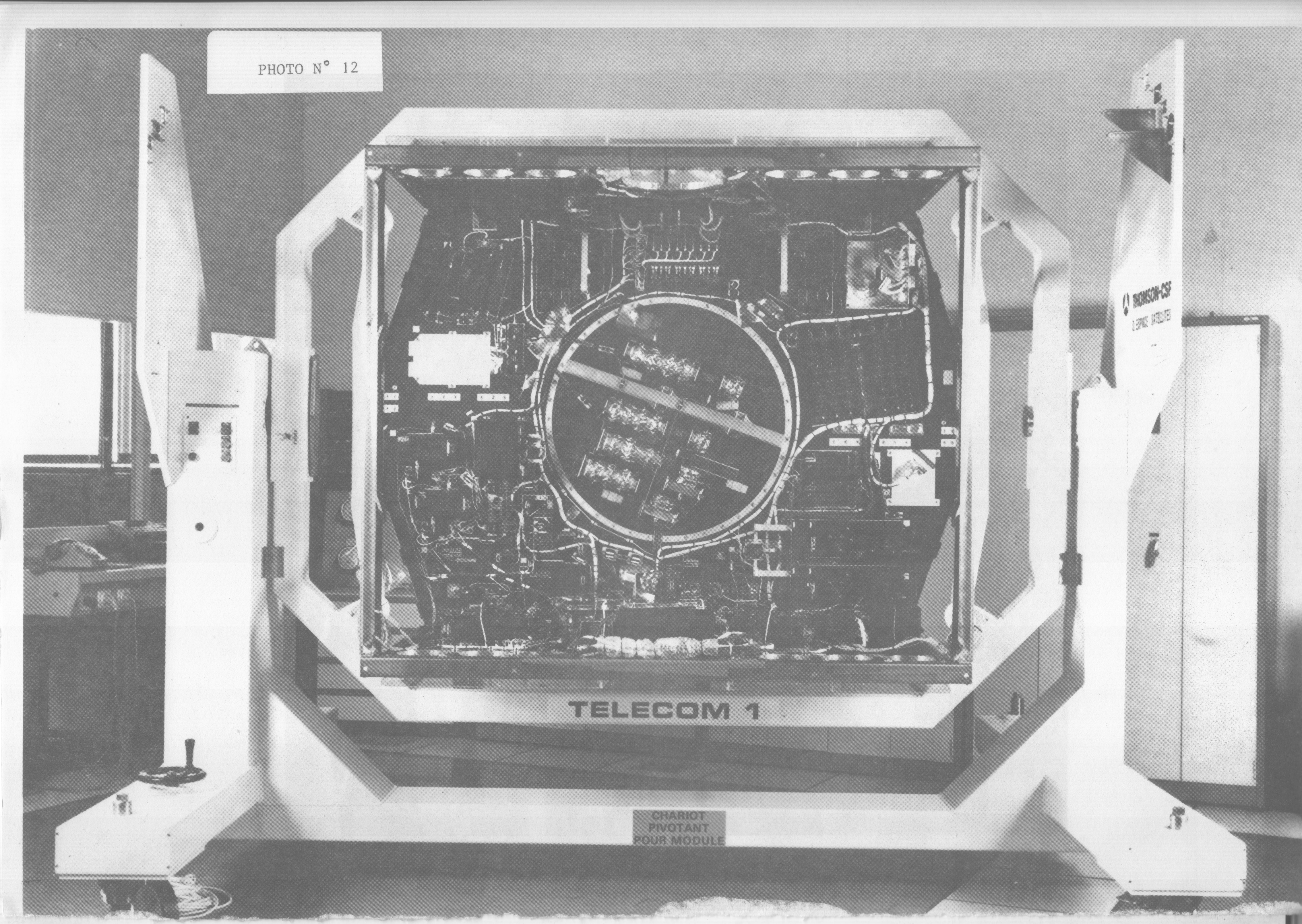

PHOTO N° 12
THOMSON-CSF
D. ESPACE - SATELLITES
TELECOM 1
CHARIOT
PIVOTANT
POUR MODULE

PHOTO N° 13


TELECOM. 1
TELECOM. 1
TELECOM. 1
TELECOM
THOMSON-CSF
THOMSON-CSF

PHOTO N° 14

PHOTO N° 15

